



TUGAS AKHIR - TF 141581

**ANALISIS *AIRFOIL* NACA 0015 SEBAGAI
HORIZONTAL STABILIZER DENGAN VARIASI
JARAK *GAP* BERBASIS *COMPUTATIONAL
FLUID DYNAMICS***

**MOHAMMAD ADENAN
NRP 2414 106 003**

Dosen Pembimbing
Gunawan Nugroho, ST., MT., Ph.D.
Ir. Sarwono, MM.

DEPARTEMEN TEKNIK FISIKA
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya 2017



FINAL PROJECT - TF 141581

***AIRFOIL ANALYSIS OF NACA 0015 AS
HORIZONTAL STABILIZER WITH
VARIATIONS OF GAP DISTANCE BASED ON
COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS***

MOHAMMAD ADENAN
NRP 2414 106 003

Supervisor
Gunawan Nugroho, ST., MT., Ph.D.
Ir. Sarwono, MM.

DEPARTMENT OF ENGINEERING PHYSICS
Faculty of Industrial Technology
Sepuluh Nopember Institute of Technology
Surabaya 2017

LEMBAR PENGESAHAN

ANALISIS *AIRFOIL* NACA 0015 SEBAGAI HORIZONTAL STABILIZER DENGAN VARIASI JARAK *GAP* BERBASIS *COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS*

TUGAS AKHIR

Oleh:
MOHAMMAD ADENAN
Nrp. 2414 106 003

Surabaya, Januari 2017
Menyetujui,

Pembimbing I



Gunawan Nugroho, ST, MT, Ph.D.
NIP. 19771127 200212 1 002

Pembimbing II



Ir. Sarwono, MM.
NIP. 19580530 198303 1 002

Mengetahui,



Ketua Departemen
Teknik Fisika FTI – ITS

Agus Muhammad Hatta, ST, Msi, Ph.D.
NIP. 19780902 200312 1 002



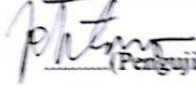


**ANALISIS AIRFOIL NACA 0015 SEBAGAI HORIZONTAL
STABILIZER DENGAN VARIASI JARAK GAP BERBASIS
COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS**

TUGAS AKHIR

Diajukan Untuk Memenuhi Salah Satu Syarat
Memperoleh Gelar Sarjana Teknik
pada
Bidang Studi Rekayasa Energi
Program Studi S-1 Jurusan Teknik Fisika
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Oleh:
MOHAMMAD ADENAN
Nrp. 2414 106 003

Disetujui oleh Tim Penguji Tugas Akhir:

1. Gunawan Nugroho, ST., MT., Ph.D.  (Pembimbing I)
2. Ir. Sarwono, MM.  (Pembimbing II)
3. Dr. Ridho Hantoro, ST., MT.  (Penguji I)
4. Ir. Roekmono, MT.  (Penguji II)
5. Lizda Johar Mawarani, ST., MT.  (Penguji III)

SURABAYA
Januari, 2017

PERNYATAAN BEBAS PLAGIASI

Saya yang bertanda tangan di bawah ini:

Nama : Mohammad Adenan

NRP : 2414 106 003

Departemen : Teknik Fisika FTI-ITS

Dengan ini menyatakan bahwa tugas akhir saya berjudul:

**ANALISIS *AIRFOIL* NACA 0015 SEBAGAI HORIZONTAL
STABILIZER DENGAN VARIASI JARAK GAP BERBASIS
*COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS***

adalah bebas dari plagiasi. Apabila pernyataan ini terbukti tidak benar maka saya bersedia menerima sanksi sesuai ketentuan yang berlaku.

Demikian surat pernyataan ini saya buat dengan sebenar-benarnya.

Surabaya, Januari 2017
Yang membuat pernyataan

Mohammad Adenan

ANALISIS AIRFOIL NACA 0015 SEBAGAI HORIZONTAL STABILIZER DENGAN VARIASI JARAK GAP BERBASIS COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS

Nama Mahasiswa : MOHAMMAD ADENAN
NRP : 2414 106 003
Departemen : Teknik Fisika FTI-ITS
Pembimbing : GUNAWAN NUGROHO, ST., MT., Ph.D.
Ir. SARWONO, MM.

Abstrak

Pada ekor pesawat terbang terdapat horizontal stabilizer yang berperan menjaga kestabilan pada arah longitudinal. Selain itu, fungsi horizontal stabilizer adalah mengatur pitching nose pesawat terbang dengan perubahan defleksi elevator. Elevator merupakan permukaan bergerak yang berada di tepi belakang horizontal stabilizer. Penelitian ini dilakukan untuk mengetahui pengaruh perubahan sudut defleksi elevator terhadap koefisien angkat. Secara kualitatif, analisa dilakukan dengan melihat kontur tekanan dan kontur kecepatan pada airfoil. Konfigurasi horizontal stabilizer yang diterapkan bertipe plain flap dengan variasi jarak gap sebesar 1,75 persen, 2 persen, dan 2,25 persen dari panjang chord. Hasil penelitian menunjukkan bahwa penambahan defleksi elevator akan meningkatkan koefisien angkat. Saat sudut serang horizontal stabilizer 2° dengan defleksi elevator sebesar 20° , nilai koefisien angkat terbesar dihasilkan oleh variasi jarak gap 1,75 persen sebesar 0,93. Sedangkan ketika sudut serang horizontal stabilizer 10° dengan defleksi elevator sebesar 20° , koefisien angkat terbesar terjadi pada gap 2 persen sebesar 1,83.

Kata kunci: Elevator, gap, horizontal stabilizer, koefisien angkat, plain flap.

**AIRFOIL ANALYSIS OF NACA 0015 AS HORIZONTAL
STABILIZER WITH VARIATIONS OF GAP DISTANCE BASED
ON COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS**

Name : MOHAMMAD ADENAN
NRP : 2414 106 003
Departement : Engineering Physics FTI-ITS
Supervisors : GUNAWAN NUGROHO, ST., MT., Ph.D.
Ir. SARWONO, MM.

Abstract

At the tail of a plane, there is a horizontal stabilizer which maintained the longitudinal direction stability. Beside of that, the function of the horizontal stabilizer is regulating the aircraft pitching nose with elevator deflection changes. The elevator is a moving surfaces placed in the rear edge of the horizontal stabilizer. The purpose of this research is to determine the effect of the changes in the elevator deflection angle against the lift coefficient. Qualitatively, this analysis could've be done by looking at the contour of the pressure and velocity on the airfoil surface. The configuration of horizontal stabilizer applied in plain flap's type with some variations of gap distance. The variations of gap distance are 1.75 percent, 2 percent, and of 2.25 percent of the chord length. The analysis result showed that the addition of an elevator deflection will be increase the lift coefficient. When the angle of attack of the horizontal stabilizer is 2° with 20° of elevator deflection, then the largest value of lift coefficient generated by gap distance variation 1.75 percent at 0.93. Meanwhile, when the angle of attack of the horizontal stabilizer is 10° with 20° of elevator deflection, then the largest lift coefficient occurs in gap 2 percent at 1.83.

Key words: Elevator, gap, horizontal stabilizer, lift coefficient, plain flap.

KATA PENGANTAR

Puji syukur kehadiran Allah SWT atas limpahan rahmat dan hidayah-Nya, penulis mampu menyelesaikan laporan penelitian tugas akhir yang berjudul “Analisis *Airfoil* NACA 0015 Sebagai Horizontal Stabilizer Dengan Variasi Jarak *Gap* Berbasis *Computational Fluid Dynamics*”.

Pelaksanaan penelitian tugas akhir ini tidak lepas dari bantuan berbagai pihak. Oleh karena itu penulis mengucapkan terima kasih kepada:

1. Kedua orang tua, keluarga, dan teman-teman yang selalu memberi motivasi dan mendoakan penulis.
2. Bapak Gunawan Nugroho, ST, MT, Ph.D. dan Bapak Ir. Sarwono, MM. selaku dosen pembimbing yang telah sabar dalam memberikan dukungan, bimbingan dan arahan dalam menyelesaikan tugas akhir ini.
3. Bapak Agus Muhammad Hatta, ST, MSi, Ph.D., selaku Ketua Departemen Teknik Fisika ITS.
4. Laboratorium Rekayasa Energi dan Pengondisian Lingkungan yang telah membantu melakukan simulasi dalam tugas akhir ini.
5. Teman-teman angkatan Lintas Jalur 2014 yang tidak bisa disebutkan satu persatu.

Jika dalam penulisan laporan penelitian ini terdapat kesalahan maka saran dan kritik dari semua pihak sangat diharapkan. Penulis berharap semoga laporan ini dapat menambah wawasan yang bermanfaat bagi pembacanya.

Surabaya, Januari 2017

Penulis

DAFTAR ISI

HALAMAN JUDUL.....	i
LEMBAR PENGESAHAN.....	v
LEMBAR BEBAS PLAGIASI.....	ix
ABSTRAK.....	xi
ABSTRACT	xiii
KATA PENGANTAR	xv
DAFTAR ISI.....	xvii
DAFTAR GAMBAR	xix
DAFTAR TABEL.....	xxi
DAFTAR SIMBOL	xxv
BAB I. PENDAHULUAN	1
1.1 Latar Belakang	1
1.2 Perumusan Masalah	2
1.3 Batasan Masalah	2
1.4 Tujuan	2
1.5 Sistematika Laporan.....	3
BAB II. DASAR TEORI	5
2.1 Aerodinamika Pesawat Terbang	5
2.2 <i>Empennage</i>	9
2.3 <i>Reynolds Number</i>	13
2.4 <i>Computational Fluid Dynamics</i>	14
BAB III.METODOLOGI PERCOBAAN	19
3.1 Diagram Alir Penelitian	19
3.2 Geometri <i>Airfoil</i>	20
3.2 <i>Preprocessing</i>	21
3.2 <i>Processing</i> atau <i>Solving</i>	23
3.2 <i>Postprocessing</i>	33
BAB IV. HASIL DAN PEMBAHASAN.....	35
4.1 Verifikasi Hasil Simulasi	35
4.2 Pemotongan Geometri.....	37

4.3 Analisis Pengaruh Jarak <i>Gap</i> Pada Sudut Serang 2°	40
4.4 Analisis Pengaruh Jarak <i>Gap</i> Pada Sudut Serang 10°	49
4.5 Diskusi.....	58

BAB V. KESIMPULAN DAN SARAN..... 71

5.1 Kesimpulan	71
5.2 Saran.....	71

DAFTAR PUSTAKA

BIODATA PENULIS

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1	Gaya aerodinamika pada pesawat terbang.....	5
Gambar 2.2	Klasifikasi jangkauan kecepatan pesawat.....	6
Gambar 2.3	Bagian ekor pesawat.....	9
Gambar 2.4	Bagian-bagian <i>airfoil</i>	10
Gambar 2.5	Mekanisme terjadinya gaya angkat	11
Gambar 2.6	Defleksi elevator ($^{\circ}$).....	12
Gambar 2.7	Konfigurasi <i>gap</i>	13
Gambar 2.7	Model turbulensi.....	16
Gambar 3.1	Skema diagram alir penelitian tugas akhir.....	19
Gambar 3.2	Karakteristik <i>Reynolds Number</i> NACA 0015..	21
Gambar 3.3	Geometri <i>airfoil</i> NACA 0015.....	22
Gambar 3.4	Geometri <i>airfoil</i> dalam domain <i>farfield</i>	22
Gambar 3.5	<i>Meshing</i> geometri <i>airfoil</i> NACA 0015	23
Gambar 3.6	<i>Meshing farfield</i>	24
Gambar 3.7	Perhitungan <i>first layer</i>	24
Gambar 3.8	<i>Scale mesh</i>	26
Gambar 3.9	<i>Viscous model</i>	27
Gambar 3.10	Material fluida	28
Gambar 3.11	Kondisi batas <i>farfield</i>	29
Gambar 3.12	<i>Operating conditions</i>	30
Gambar 3.13	<i>Solution methods</i>	31
Gambar 3.14	<i>Solution controls</i>	32
Gambar 3.15	<i>Monitors</i>	32
Gambar 4.1	Grafik hasil simulasi verifikasi data	36
Gambar 4.2	Grafik hubungan CL dan CD.....	37
Gambar 4.3	Hasil pemotongan geometri.....	38
Gambar 4.4	Grafik pengaruh defleksi elevator	39
Gambar 4.5	Perbandingan jarak <i>gap</i>	40
Gambar 4.6	Koefisien <i>lift</i> pada AOA 2° dengan variasi jarak <i>gap</i>	41
Gambar 4.7	Kontur tekanan AOA 2° DF 16° variasi jarak <i>gap</i> (a) 1.75%; (b) 2%; (c) 2.25%	42
Gambar 4.8	Kontur tekanan AOA 2° DF 20° variasi jarak <i>gap</i> (a) 1.75%; (b) 2%; (c) 2.25%	44

Gambar 4.9	Kontur kecepatan AOA 2° DF 16° variasi jarak <i>gap</i> (a) 1.75%; (b) 2%; (c) 2.25%	46
Gambar 4.10	Kontur kecepatan AOA 2° DF 20° variasi jarak <i>gap</i> (a) 1.75%; (b) 2%; (c) 2.25%	48
Gambar 4.11	Koefisien <i>lift</i> pada AOA 10° dengan variasi jarak <i>gap</i>	50
Gambar 4.12	Kontur tekanan AOA 10° DF 16° variasi jarak <i>gap</i> (a) 1.75%; (b) 2%; (c) 2.25%	51
Gambar 4.13	Kontur tekanan AOA 10° DF 20° variasi jarak <i>gap</i> (a) 1.75%; (b) 2%; (c) 2.25%	53
Gambar 4.14	Kontur kecepatan AOA 10° DF 16° variasi jarak <i>gap</i> (a) 1.75%; (b) 2%; (c) 2.25%	55
Gambar 4.15	Kontur kecepatan AOA 10° DF 20° variasi jarak <i>gap</i> (a) 1.75%; (b) 2%; (c) 2.25%	57
Gambar 4.16	Koefisien <i>pressure</i> pada AOA 2° DF 16° variasi jarak <i>gap</i> (a) 1.75%; (b) 2%; (c) 2.25%	59
Gambar 4.17	Koefisien <i>pressure</i> pada AOA 2° DF 20° variasi jarak <i>gap</i> (a) 1.75%; (b) 2%; (c) 2.25%	61
Gambar 4.18	Koefisien <i>pressure</i> pada AOA 10° DF 16° variasi jarak <i>gap</i> (a) 1.75%; (b) 2%; (c) 2.25%	63
Gambar 4.19	Koefisien <i>pressure</i> pada AOA 10° DF 20° variasi jarak <i>gap</i> (a) 1.75%; (b) 2%; (c) 2.25%	65
Gambar 4.20	Perbandingan variasi jarak <i>gap</i> terhadap CL pada sudut serang 2°	66
Gambar 4.21	Grafik nilai CL terhadap CL/CD pada sudut serang 2°	67
Gambar 4.22	Perbandingan variasi jarak <i>gap</i> terhadap CL pada sudut serang 10°	68
Gambar 4.23	Grafik nilai CL terhadap CL/CD pada sudut serang 10°	69

DAFTAR TABEL

Tabel 2.1	Nilai konstanta persamaan Spalart-Allamaras . 18
Tabel 3.1	Ukuran <i>meshing</i> pada <i>boundary layer</i> 25
Tabel 3.2	Ukuran <i>meshing edges</i> 25
Tabel 3.3	Inisialisasi geometri..... 25
Tabel 4.1	Hasil verifikasi simulasi 35

DAFTAR SIMBOL

CL	Koefisien Gaya Angkat
CD	Koefisien Gaya Hambat
C_m	Koefisien Moment Angguk
Re	<i>Reynolds Number</i>
ρ	Densitas (kg/m^3)
v	Kecepatan (m/s^2)
l	Panjang <i>chord</i> (m)
μ	Viskositas ($kg/m \cdot s$)
c	<i>chord</i>
MAC	<i>Mean Airfoil Chord</i> (m)
AOA	<i>Angle of Attack</i> (°)
DE	Defleksi Elevator (°)

BAB I

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Pesawat terbang memiliki tiga gerak dasar yang bertujuan untuk menjaga kestabilan saat terbang di udara. Gerak dasar ini berporos pada tiga sumbu, yaitu sumbu longitudinal, vertikal dan lateral. Pada sumbu longitudinal, pesawat terbang bergerak berguling (*rolling*) kiri dan kanan yang dikendalikan oleh aileron. Kontrol pergerakan pesawat lainnya yakni pada sumbu vertikal dan lateral terdapat di bagian ekor pesawat. Untuk sumbu vertikal, pergerakan menggeling (*yawing*) ke kanan dan kiri dikendalikan oleh *rudder*. Kemudian pada sumbu lateral, terdapat elevator yang berfungsi mengatur gerakan mengangguk (*pitching*) atau gerakan ke atas dan ke bawah *nose* pesawat.

Ketiga penggerak pesawat terbang diatas menggunakan bentuk geometri *airfoils* yang berbeda untuk masing – masing fungsinya. *Airfoils* sendiri merupakan bentuk sayap dan atau *blade* yang dapat bergerak dan menghasilkan gaya aerodinamika ketika melewati aliran udara. Pada horizontal stabilizer, beberapa pesawat terbang menggunakan bentuk *symmetrical airfoils* seperti Boeing 737-800 dengan NACA 64A012 dan CFJ-EA yang menggunakan NACA 0012 (Perkins, dkk., 2011; Lefebvre, dkk., 2015). *Symmetrical airfoils* merupakan *thin airfoils* atau *airfoils* yang tidak memiliki *chamber* dimana *mean chamber line* dan *chord line* berimpit.

Dalam perannya menjaga kestabilan longitudinal, kenaikan koefisien angkat ekor pesawat (*pitching*) dihasilkan oleh defleksi elevator. Elevator adalah sebuah permukaan bergerak yang berengsel pada tepi belakang horizontal stabilizer. Apabila elevator diturunkan maka *nose* pesawat terbang akan bergerak ke bawah. Elevator bergerak searah, apabila elevator di sebelah kiri horizontal stabilizer bergerak turun maka elevator di sebelah kanan horizontal stabilizer juga bergerak turun. Sudut defleksi elevator pada pesawat terbang bervariasi mulai dari 5°, 10°, 15°, 20°, 25°, dan 30° bergantung tipenya.

Pada penelitian ini akan menganalisa pengaruh sudut defleksi elevator dengan variasi jarak *gap* pada *symmetrical airfoils* berbasis *Computational Fluid Dynamics*. *Symmetrical airfoils* yang dipergunakan adalah NACA 0015.

1.2 Perumusan Masalah

Berdasarkan latar belakang yang telah dijelaskan diatas, maka perumusan masalah yang akan diangkat untuk mengarahkan penelitian Tugas Akhir ini yaitu:

1. Bagaimana pengaruh perubahan sudut defleksi elevator terhadap koefisien angkat dari *airfoils* NACA 0015?
2. Bagaimana pengaruh jarak *gap* terhadap kenaikan koefisien angkat horizontal stabilizer?

1.3 Batasan Masalah

Untuk memfokuskan penyelesaian masalah pada penelitian tugas akhir maka batasan masalah yang diangkat adalah sebagai berikut:

1. *Airfoils* yang digunakan adalah NACA 0015.
2. Aliran udara pada keadaan *steady*, *incompressible*, dan *uniform*.
3. Kecepatan aliran udara sebesar 21,03 m/s.
4. Nilai *Reynolds Number* sebesar $2,7 \times 10^6$.
5. Panjang elevator adalah 35% *chord*.
6. Variasi jarak *gap* sebesar 1,75%, 2%, dan 2,25% *chord*.

1.4 Tujuan

Tujuan penulisan tugas akhir ini sebagai berikut:

1. Mengetahui pengaruh perubahan sudut defleksi elevator terhadap koefisien angkat dari *airfoils* NACA 0015.
2. Mengetahui pengaruh jarak *gap* terhadap kenaikan koefisien angkat horizontal stabilizer.

1.5 Sistematika Laporan

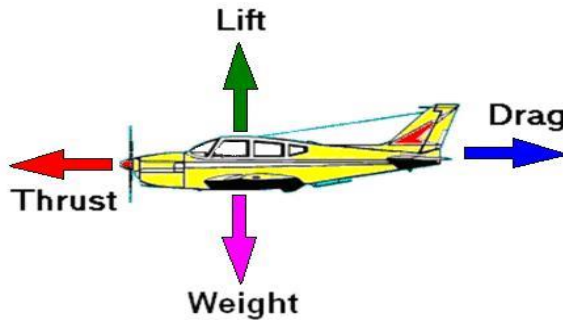
Laporan ini terdiri atas lima bab. Bab 1 berisi pendahuluan yang memaparkan latar belakang, permasalahan, tujuan, dan sistematika laporan. Bab 2 berisi tentang teori pendukung yang menunjang penelitian yang dilakukan. Bab 3 berisi metodologi penelitian yang memaparkan tentang peralatan dan prosedur penelitian. Bab 4 berisi analisa data dan pembahasan. Dan Bab 5 penutup berisi kesimpulan dan saran.

Halaman ini memang dikosongkan.

BAB II DASAR TEORI

2.1 Aerodinamika Pesawat Terbang

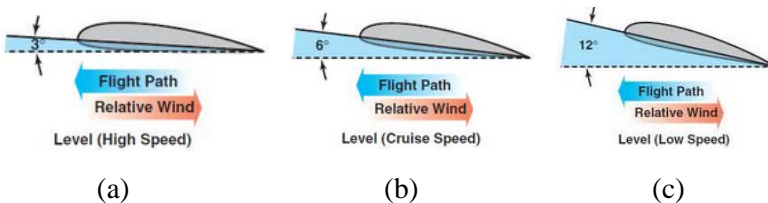
Pesawat terbang dirancang sedemikian rupa agar terjadi hambatan udara yang kecil. Pada saat lepas landas (*take-off*) pesawat mengalami beberapa hambatan diantaranya adalah hambatan udara, hambatan karena berat badan pesawat itu sendiri, dan hambatan pada saat menabrak awan. Saat pesawat sedang menjelajah (*cruise*) pada kecepatan dan ketinggian konstan, keempat gaya tersebut berada dalam kesetimbangan yaitu *thrust* sama dengan *drag*, begitu juga *lift* sama dengan *weight*. Suatu benda yang bergesekan dengan fluida yang bergerak atau sebaliknya, benda tersebut akan mengalami suatu gaya. Gaya yang bekerja pada benda tersebut sering kali disebut sebagai gaya aerodinamika. Dalam semua kasus aerodinamika, gaya aerodinamika yang bekerja pada benda berasal hanya dari dua sumber dasar yaitu distribusi tekanan dan tegangan geser pada permukaan benda.



Gambar 2. 1 Gaya aerodinamika pada pesawat terbang.
(Thai,2011)

Gaya aerodinamika pada pesawat pada Gambar 2.1 meliputi gaya dorong (*thrust*), gaya hambat (*drag*), gaya berat atau (*weight*), dan gaya angkat (*lift*).

a) *Thrust* (gaya dorong) merupakan yang dihasilkan oleh *propeller* atau baling-baling. Gaya ini kebalikan dari gaya hambat (*drag*). Gaya dorong (*thrust*) digunakan sebelum pesawat mulai bergerak. Dalam penerbangan datar (*level*), apabila tenaga mesin dikurangi, *thrust* akan menjadi lebih kecil dari *drag*, maka pesawat akan melambat. Selama *thrust* lebih kecil dari *drag*, maka pesawat akan terus melambat sampai kecepatan pesawat tidak sanggup lagi menahan pesawat di udara. Sebaliknya, apabila tenaga mesin ditambah, *thrust* akan menjadi lebih besar dari *drag*, maka pesawat akan terus menambah kecepatannya. Namun ketika *thrust* sama dengan *drag*, maka pesawat akan terbang dengan kecepatan tetap. Dalam penerbangan lurus (*straight*) dan datar (*level*), untuk mempertahankan ketinggian pesawat mulai dari kecepatan rendah sampai dengan kecepatan tinggi, maka harus dilakukan pengaturan sudut serang (*angle of attack*) dan *thrust* dalam semua jangkauan kecepatan.



Gambar 2. 2 Klasifikasi jangkauan kecepatan pesawat
a) *highspeed*, b) *cruise speed*, c) *low speed*
(Nawawi, 2015).

Jangkauan kecepatan pesawat dapat diklasifikasikan menjadi 3 yaitu kecepatan rendah (*low speed*), menjelajah (*cruise speed*), dan kecepatan tinggi (*high speed*). Pada Gambar 2.2 c menjelaskan bahwa ketika kecepatan pesawat rendah, *angle of attack* harus diperbesar. Hal ini dilakukan untuk menjaga gaya angkat (*lift*) pesawat. Apabila *thrust* dikurangi dan kecepatan pesawat berkurang, maka gaya angkat (*lift*) akan lebih kecil dari gaya berat (*weight*) sehingga pesawat akan mulai turun dari ketinggiannya.

Dalam kasus ini dapat dilakukan penambahan *angle of attack* untuk menghasilkan gaya angkat (*lift*) yang sama dengan gaya berat (*weight*) sehingga pesawat akan mempertahankan ketinggiannya. Sebaliknya, apabila *thrust* ditambahkan dan kecepatan pesawat bertambah, maka *angle of attack* harus diperkecil.

b) *Drag* (gaya hambat) adalah gaya untuk menarik mundur benda yang disebabkan oleh gangguan aliran udara oleh sayap, *fuselage*, dan objek-objek lain. *Drag* berkebalikan dari *thrust*. Dalam penerbangan, gaya hambat (*drag*) terdiri dari dua jenis yaitu *parasite drag* dan *induced drag*. *Parasite drag* dibedakan menjadi 2 yaitu:

- *Form drag*, terjadi karena gangguan pada aliran udara yang melewati badan pesawat.
- *Skin friction*, terjadi karena gesekan dengan permukaan pesawat.

Dari kedua jenis *parasite drag*, *form drag* paling mudah dikurangi pada saat merancang pesawat. Secara umum semakin kecil *streamline* bentuk pesawat, maka akan mengurangi *parasite drag*. Sedangkan *skin friction* adalah jenis *parasite drag* yang paling sulit untuk dikurangi.

c) *Weight* (gaya berat) adalah kombinasi berat dari muatan pesawat itu sendiri, awak pesawat, bahan bakar, dan kargo atau bagasi. *Weight* menarik pesawat ke bawah melawan *lift* (gaya angkat) dan beraksi secara vertikal ke bawah melalui *center of gravity* dari pesawat. *Center of gravity* dapat dikatakan sebagai titik dimana semua berat pesawat terpusat dan berpengaruh terhadap kestabilan pesawat terbang. Pesawat akan seimbang dalam *attitude* apapun apabila pesawat terbang ditahan tepat di titik *center of gravity*. Gaya berat (*weight*) mempunyai hubungan dengan gaya angkat (*lift*). *Lift* adalah gaya ke atas pada sayap yang beraksi tegak lurus pada arah angin relatif (*relatif wind*). *Lift* diperlukan untuk meniadakan berat pesawat yang disebabkan oleh gaya tarik bumi

yang beraksi pada massa pesawat. *Weight* beraksi ke bawah melalui *center of gravity* pada pesawat. Pada penerbangan datar dan stabil, ketika *lift* sama dengan *weight*, maka pesawat tidak akan kehilangan ketinggian. Namun apabila *lift* lebih kecil dari *weight*, maka pesawat akan kehilangan ketinggian dan apabila *lift* lebih besar dari *weight*, maka ketinggian pesawat akan bertambah.

d) *Lift* (gaya angkat) yang melawan gaya dari *weight* dan dihasilkan oleh efek dinamis dari udara yang beraksi di sayap dan beraksi tegak lurus pada arah penerbangan melalui *center of lift* dari sayap. Gaya angkat (*lift*) dapat dikendalikan dengan menggerakkan roda kemudi ke depan atau belakang, maka *angle of attack* akan berubah. Apabila *angle of attack* bertambah, maka *lift* akan bertambah pula (asumsi faktor lain tetap konstan). Ketika pesawat mencapai *angle of attack* yang maksimum, maka *lift* akan hilang dengan cepat. Ini yang disebut dengan *stalling angle of attack* atau *burble point*. *Lift* dan *drag* juga berubah-ubah sesuai dengan kerapatan udara (*density*). Kerapatan udara dipengaruhi oleh beberapa faktor yaitu tekanan, suhu, dan kelembaban. Udara yang lebih hangat akan kurang kerapatannya dibandingkan dengan udara dingin dan udara lembab akan kurang kerapatannya dibandingkan dengan udara kering. Pada waktu udara panas dan lembab, pesawat harus terbang dengan kecepatan sebenarnya yang lebih besar dengan *angle of attack* tertentu dibandingkan terbang pada waktu udara dingin dan kering. Koefisien angkat adalah sebuah fungsi dari parameter tak berdimensi yang menunjukkan besarnya gaya *lift* yang bekerja pada suatu benda yang dialiri oleh fluida. *Lift* yang dihasilkan sayap dinyatakan sebagai berikut:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (2.1)$$

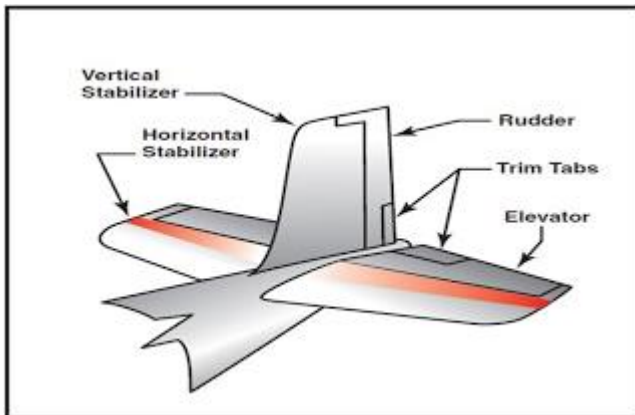
Dari Persamaan (2.1), koefisien angkat (C_L) dapat dihitung menggunakan persamaan berikut,

$$C_L = \frac{2L}{\rho V^2 S} \quad (2.2)$$

Koefisien gaya angkat maksimum adalah harga C_L tertinggi yang dihasilkan oleh sayap pada *angle of attack* maksimum. Jika *angle of attack* maksimum dilewati, maka akan terjadi kehilangan C_L . Hal tersebut dapat dikatakan *stall*. Harga $C_{L \max}$ merupakan faktor penting dari kinerja *airfoils* karena menentukan besarnya kecepatan *stall* pada pesawat terbang (Nawawi, 2015).

2.2 Empennage

Empennage atau ekor pesawat terdiri dari permukaan yang tetap/diam seperti *vertical stabilizer* dan *horizontal stabilizer*, sedangkan permukaan yang bergerak yaitu *rudder*, *elevator* dan *trim tab*. *Empennage* berfungsi untuk memberikan kestabilan pada pesawat dan mengendalikan gerak *pitch* dan *yaw*. Berikut penampakan bagian ekor yang terdapat pada Gambar 2.3.



Gambar 2. 3 Bagian ekor pesawat.

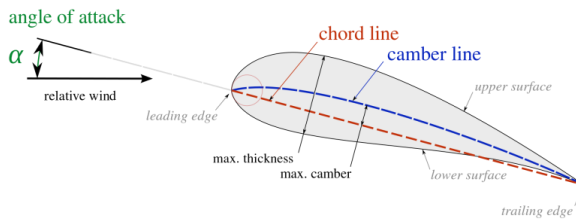
Berikut keterangan dari Gambar 2.3:

- Horizontal Stabilizer, bagian ekor yang mendatar dan tetap dimana terdapat *elevator* dan *trim tabs*.

- Vertikal Stabilizer, bagian ekor yang tegak dan tetap, dimana terdapat *rudder* dan *trim tabs*.
- Elevator, bidang kemudi yang mengendalikan pergerakan *pitch* atau naik turunnya hidung pesawat dalam sumbu lateral.
- *Rudder*, bidang kemudi yang mengendalikan pergerakan arah terbang pesawat dalam sumbu vertical dengan gerakan *yaw*.
- *Trim tab*, bidang kecil yang terdapat pada *control surface* untuk menyeimbangkan dan mengurangi tekanan pada kemudi.

2.2.1 Airfoils

Airfoils atau *aerofoil* adalah suatu bentuk geometri yang apabila ditempatkan di suatu aliran fluida akan memproduksi gaya angkat (*lift*) lebih besar dari gaya hambat (*drag*). Bagian-bagian *airfoils* ditunjukkan pada Gambar 2.4.



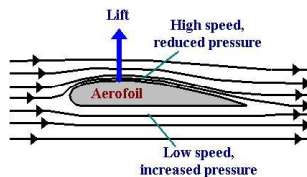
Gambar 2. 4 Bagian-bagian *airfoils* (Jaelani, 2015).

Berikut ini penjelasan dari masing-masing bagian *airfoils*:

- *Leading edge* adalah bagian yang paling depan dari sebuah *airfoils*.
- *Trailing edge* adalah bagian yang paling belakang dari sebuah *airfoils*.
- *Chamber line* adalah garis yang membagi sama besar antara permukaan atas dan permukaan bawah dari *airfoils* *mean chamber line*.

- *Chord line* adalah garis lurus yang menghubungkan *leading edge* dengan *trailing edge*.
- *Chord* adalah jarak antara *leading edge* dengan *trailing edge*.
- *Maximum chamber* adalah jarak maksimum antara *mean chamber line* dan *chord line*. Posisi maksimum *chamber* diukur dari *leading edge* dalam bentuk persentase *chord*.
- *Maximum thickness* adalah jarak maksimum antara permukaan atas dan permukaan bawah *airfoils* yang juga diukur tegak lurus terhadap *chord line*.

Gaya angkat terjadi karena adanya aliran udara yang melewati bagian atas dan bagian bawah di sekitar *airfoils*. Pada saat terbang, aliran udara yang melewati bagian atas *airfoils* akan memiliki kecepatan yang lebih besar daripada kecepatan aliran udara yang melewati bagian bawah dari *airfoils*, sehingga permukaan bawah *airfoils* akan memiliki tekanan yang lebih besar daripada permukaan di atas. Berikut ilustrasi gaya angkat pada *airfoils* yang ditampilkan pada gambar 2.5.



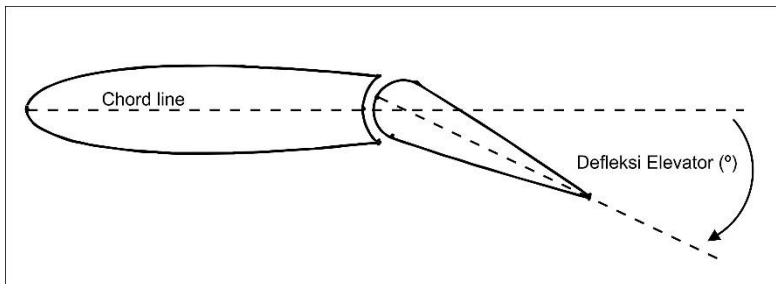
Gambar 2. 5 Gaya angkat *airfoils* (Thai, 2011).

Perbedaan tekanan pada bagian atas dan bawah inilah yang menyebabkan terjadinya gaya angkat pada sayap pesawat. Oleh karena tekanan berpindah dari daerah yang bertekanan besar menuju ke daerah yang bertekanan kecil, maka tekanan pada bagian bawah *airfoils* akan bergerak menuju bagian atas *airfoils* sehingga tercipta gaya angkat pada sayap pesawat. Gaya angkat inilah yang membuat pesawat dapat terbang dan melayang bebas di udara (Suyitnadi, 2000).

2.2.2 Elevator

Elevator adalah sebuah permukaan bergerak yang berengsel pada horizontal stabilizer. Elevator digunakan untuk mengendalikan pergerakan *pitch* atau naik turunnya hidung pesawat dalam sumbu lateral. Elevator bergerak searah, apabila elevator di sebelah kiri horizontal stabilizer bergerak turun, maka elevator di sebelah kanan horizontal stabilizer juga bergerak turun.

Fungsi elevator adalah untuk mengendalikan laju aliran udara yang mengalir melalui horizontal stabilizer. Selain itu, elevator digunakan untuk menambah *lift* saat *take-off* dan menambah *drag* saat *landing* melalui pergerakan *nose* pesawat. Tetapi semakin tinggi defleksi elevator yang terjadi akan menghasilkan aliran separasi yang mengakibatkan kehilangan gaya angkat dan bertambahnya nilai *drag*. Sudut defleksi elevator pada umumnya bervariasi bergantung tipe pesawat terbang. Berikut penampakan elevator yang ditunjukkan gambar 2.6.

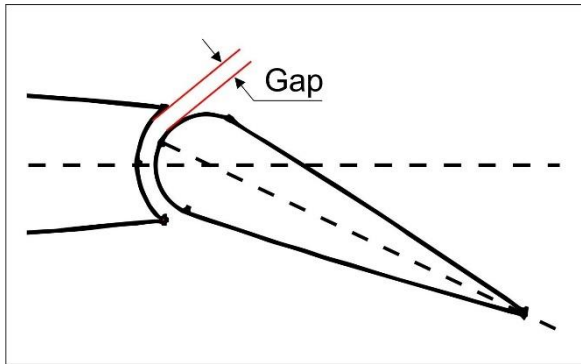


Gambar 2. 6 Defleksi elevator (°).

2.2.3 Gap

Gap merupakan jarak diantara *trailing edge* dengan *leading edge*. Pada umumnya, *gap* di representasikan dengan %C sebagai informasi terhadap jarak pada panjang *chord* dalam skala persen. *Gap* berperan untuk meningkatkan kinerja sehingga membuat nilai koefisien angkat meningkat. Peningkatan koefisien angkat dipengaruhi oleh adanya perubahan arah laju aliran fluida. Dengan adanya *gap* laju aliran fluida berpindah dari bertekanan tinggi menuju tekanan rendah (Abbott, dkk., 1959). Maka aliran yang

berpindah mengalir sesuai dengan kelengkungan geometri dan menyebabkan menjauhnya titik separasi fluida. Jika titik berpindahnya fluida bergeser menuju *trailing edge*, maka hal ini akan mengurangi V_{stall} pada *airfoils*. Jarak *gap* digambarkan pada gambar 2.7 dibawah ini:



Gambar 2. 7 Konfigurasi *gap*.

2.3 *Reynolds Number*

Bilangan *reynolds* merupakan sebuah bilangan yang tidak berdimensi yang mempunyai hubungan dengan ρ (densitas), v (kecepatan), L (panjang MAC atau *mean aerodinamika chord*), μ (viskositas dinamik). Bilangan *Reynolds* dapat digunakan untuk menentukan jenis aliran, apakah aliran tersebut aliran *laminar* atau aliran *turbulen*. Adapun persamaan bilangan *Reynolds*, yang terdapat pada persamaan (2.3).

$$Re = \frac{\rho v l}{\mu} \quad (2.3)$$

Jika nilai dari nilai *reynold number* yang dihasilkan sebesar 2300, maka aliran tersebut adalah aliran *laminar* tetapi apabila *reynold number* nya menghasilkan nilai diatas 4000, maka aliran tersebut adalah aliran *turbulen*. Sedangkan nilai *reynold number* berada diantara 2300 dan 4000 maka aliran tersebut dapat dikatakan sebagai aliran transisi.

2.4 *Computational Fluid Dynamics*

Komputasi dinamika fluida atau *Computational Fluid Dynamics* (CFD) merupakan suatu metode komputasi yang menggunakan metode numerik dan algoritma untuk menyelesaikan dan menganalisa aliran fluida, perpindahan panas, reaksi kimia, dan fenomena-fenomena lain dengan menyelesaikan persamaan matematika.

Simulasi berbasis CFD telah dikembangkan mulai tahun 1960an pada industri luar angkasa. Namun, saat ini simulasi CFD telah digunakan secara luas pada industri manufaktur hingga industri kimia. Keuntungan menggunakan CFD dalam analisa adalah *insight* (pemahaman mendalam), *foresight* (prediksi menyeluruh), dan *efficiency* (Anderson, 1995).

Aspek fisik dari aliran dinamik fluida didasarkan pada prinsip hukum kekekalan massa, momentum dan energi. Pada umumnya terdapat tiga tahapan untuk melakukan proses simulasi CFD, yaitu:

- *Preprocessing*

Preprocessing merupakan tahapan pertama untuk membangun dan menganalisis sebuah model CFD, yaitu dengan melakukan penggambaran geometri model, membuat *mesh* untuk membagi daerah komputasi menjadi sejumlah grid yang sesuai, menentukan parameter fisis dari kondisi batas model dan sifat-sifat fluidanya.

- *Processing* atau *solving*

Solving merupakan tahapan untuk menghitung kondisi-kondisi yang telah diterapkan pada saat *preprocessing*. Pada proses *solving*, perhitungan dilakukan dengan cara pendekatan numerik seperti elemen hingga, beda hingga serta volum hingga. Pada proses *solving* akan dilakukan iterasi hingga semua data yang dimasukkan dapat terhitung dan mencapai kondisi konvergen.

- *Postprocessing*

Postprocessing merupakan langkah terakhir dalam simulasi CFD yaitu mengorganisasi dan menginterpretasikan data hasil simulasi CFD yang berupa kontur gambar, plot grafik dan animasi. Visualisasi yang dapat ditampilkan pertama adalah kontur (*contour*) yang merupakan pola dari nilai parameter fisis yang disimulasikan seperti kontur kecepatan, tekanan dan *vorticity*.

Kedua adalah vektor (*vector*) yang merupakan arah dari besaran seperti vektor kecepatan. Ketiga adalah bentuk aliran (*streamline*) yang merupakan pergerakan kontinyu fluida yang bergerak sepanjang ruang. Keempat adalah *particle track* yang merupakan lintasan partikel hasil diskritisasi.

2.4.1 Model Turbulensi

Aliran turbulen dikenali dengan adanya medan kecepatan yang berfluktuasi. Fluktuasi kecepatan mengakibatkan perubahan berbagai besaran seperti: momentum energi, konsentrasi partikel. Perubahan mengakibatkan berbagai besaran ikut berfluktuasi. Fluktuasi dapat terjadi pada skala kecil dan mempunyai frekuensi yang tinggi, sehingga terlalu rumit dan berat untuk dihitung secara langsung pada perhitungan teknis praktis meskipun telah menggunakan komputer yang canggih. Oleh karena itu persamaan yang berhubungan dapat dirata-ratakan (*time-averaged, ensemble-averaged*) atau dimanipulasi untuk menghilangkan fluktuasi skala kecil. Dengan demikian persamaan-persamaan yang berhubungan dapat lebih mudah untuk dipecahkan (Prasasta, 2015).

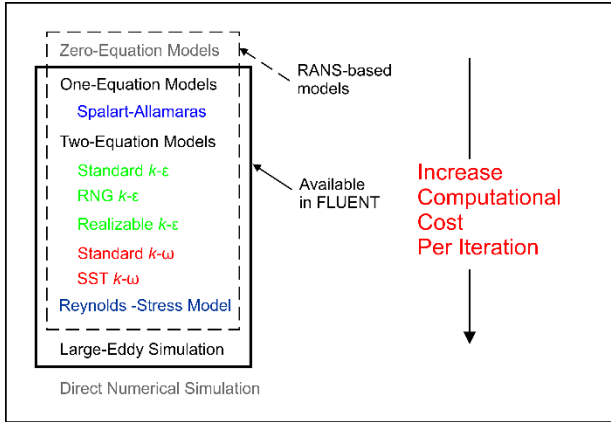
Pada Ansys, model turbulen dapat didekati dengan menggunakan dua pendekatan, yaitu:

1. Reynolds Averaged Navier Stokes (RANS)

Reynolds Averaged Navier Stokes (RANS) adalah persamaan untuk menghitung gerak aliran fluida dengan waktu rata-rata. Beberapa models yang terdapat pada FLUENT diantaranya Spalart-Allamaras, $k - \varepsilon$ dan variannya, $k - \omega$ dan variannya, serta Reynolds-Stress Model (RSM). Persamaan RANS sering digunakan untuk menghitung *time-dependent flows* (Ansys, 2009).

2. Large Eddy Simulation

Berbeda dengan RANS, model LES tidak menggunakan waktu rata-rata. Dalam model LES, gerakan aliran dengan skala besar dari turbulen dihitung secara langsung dan hanya turbulensi skala kecil yang dimodelkan, sehingga menghasilkan komputasi yang tinggi dibandingkan model RANS (Zhiyin, 2014).



Gambar 2. 8 Model turbulensi (Prasasta, 2015).

2.4.2 Model Spalart-Allmaras

Model Spalart-Allmaras adalah salah satu model turbulen Reynolds Averaged Navier Stokes (RANS) yang memiliki persamaan relatif sederhana dan dirancang khusus untuk aplikasi ruang angkasa. Sehingga tidak memerlukan komputasi yang tinggi atau memperlambat konvergensi. Model ini memberikan hasil yang baik pada lapisan batas yang mengalami gradien tekanan merugikan, separasi aliran dan timbulnya ulakan. Selain itu model Spalart-Allmaras mengimplementasikan *wall functions* ketika resolusi *mesh* yang tidak cukup baik, dengan demikian menjadi pilihan terbaik untuk simulasi yang memiliki ukuran *mesh* yang kasar (Gatsis, 2010).

Berikut persamaan model Spalart-Allmaras yang terdapat pada persamaan (2.3),

$$\frac{\delta}{\delta t}(\rho \hat{v}) + \frac{\delta \hat{v}}{\delta x_j}(\rho \hat{v} u_i) = G_v + \frac{1}{\sigma_{\hat{v}}} \left[\frac{\delta}{\delta x_j} \left\{ (\mu + \rho \hat{v}) \frac{\delta \hat{v}}{\delta x_j} \right\} + C_{b2} \rho \left(\frac{d \hat{v}}{\delta x_j} \right)^2 \right] - Y_v + S_{\hat{v}} \quad (2.3)$$

dimana G_v adalah produksi viskositas bergolak dan Y_v adalah kerusakan viskositas turbulen yang terjadi di dekat wilayah dinding karena *wall blocking* dan redaman viskositas. $\sigma_{\hat{v}}$ dan C_{b2} adalah konstanta dan ν adalah viskositas kinematik molekul. $S_{\hat{v}}$ adalah sumber yang ditetapkan pengguna. Turbulen viskositas, μ_t , dihitung dari persamaan (2.4)

$$\mu_t = \rho \hat{v} f_{v1} \quad (2.4)$$

Fungsi redaman viskositas, f_{v1} , didapatkan dari persamaan (2.5).

$$f_{v1} = \frac{X^3}{X^3 + C_{v1}^3} \quad (2.5)$$

Persamaan produksi viskositas dimodelkan dalam persamaan (2.6).

$$G_v = C_{b1} \rho \tilde{S} \quad (2.6)$$

Dimana,

$$\tilde{S} \equiv S + \frac{\hat{v}}{K^2 d^2} f_{v2} \quad (2.7)$$

dan

$$f_{v2} = 1 - \frac{x}{1 + x f_{v1}} \quad (2.8)$$

C_{b1} dan K adalah konstanta, d adalah jarak dari dinding, dan S adalah ukuran skalar dari deformasi tensor.

Kerusakan turbulensi viskositas, dimodelkan dalam persamaan (2.9),

$$Y_v = C_{w1} \rho f_w \left(\frac{\hat{v}}{d} \right)^2 \quad (2.9)$$

dimana,

$$f_w = g \left[\frac{1 + C_{w3}^6}{g^6 + C_{w3}^6} \right]^{1/6} \quad (2.10)$$

$$g = r + C_{w2}(r^6 - r) \quad (2.11)$$

$$r \equiv \frac{\hat{v}}{\hat{s} K^2 d^2} \quad (2.12)$$

C_{w1} , C_{w2} , dan C_{w3} adalah konstanta, dan \tilde{S} diberikan dari persamaan (2.7). Berikut nilai konstanta yang terdapat pada tabel.

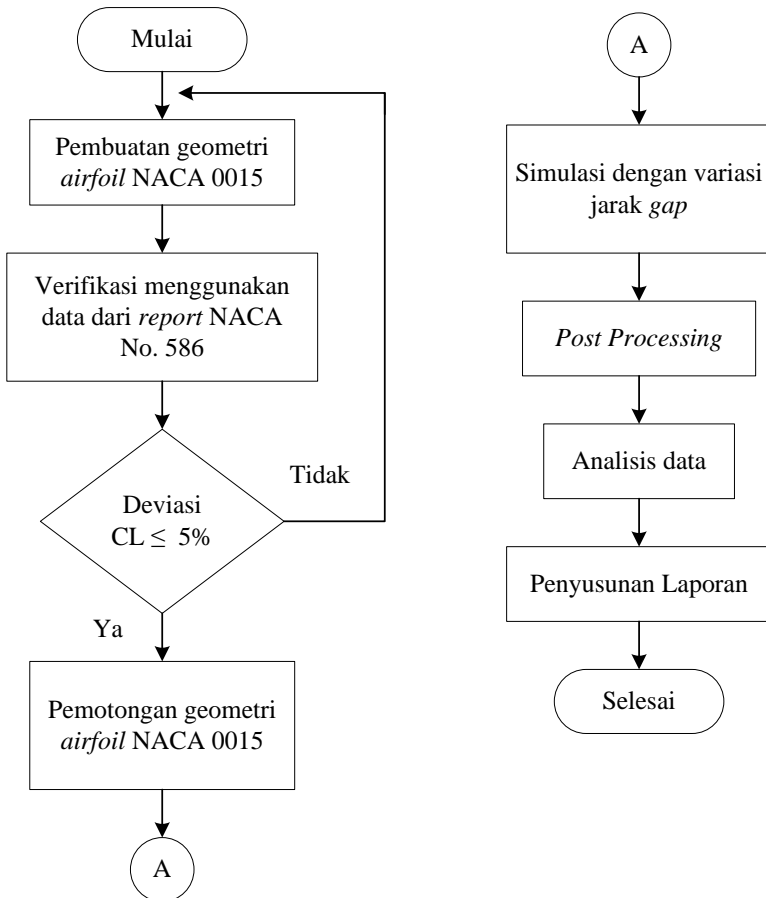
Tabel 2. 1 Nilai Konstanta Persamaan Spalart-Allamaras.

Variabel	Nilai
C_{b1}	0,1355
C_{b1}	0,622
$\sigma_{\tilde{v}}$	$\frac{2}{3}$
C_{v1}	7,1
C_{w1}	$\frac{C_{b1}}{K^2} + \frac{(1 + C_{b2})}{\sigma_{\tilde{v}}}$
C_{w2}	0,3
C_{w3}	2
K	0,4187

BAB III METODOLOGI PENELITIAN

3.1 Diagram Alir Penelitian

Secara umum tahapan penelitian Tugas Akhir ini dapat digambarkan dalam diagram alir seperti Gambar 3.1 di bawah ini.



Gambar 3. 1 Skema diagram alir penelitian tugas akhir.

Penelitian ini dimulai dengan pembuatan geometri *airfoils* NACA 0015 menggunakan software Gambit. Geometri yang telah jadi perlu dilakukannya verifikasi mengingat penelitian ini berbasis simulasi. Verifikasi mengacu pada parameter yang terdapat dalam *report* NACA No. 586. Apabila hasil simulasi menghasilkan deviasi kurang sama dengan 5% maka geometri dapat dipergunakan untuk simulasi selanjutnya dengan variasi jarak *gap*.

Setelah simulasi selesai dilakukan, akan didapatkan data berupa nilai CL, CD, serta profil aliran udara berupa kontur tekanan dan kontur kecepatan pada *airfoils*. Data yang telah diperoleh kemudian diolah dan dianalisa untuk kemudian ditulis dalam laporan tugas akhir.

3.2 Geometri Airfoils

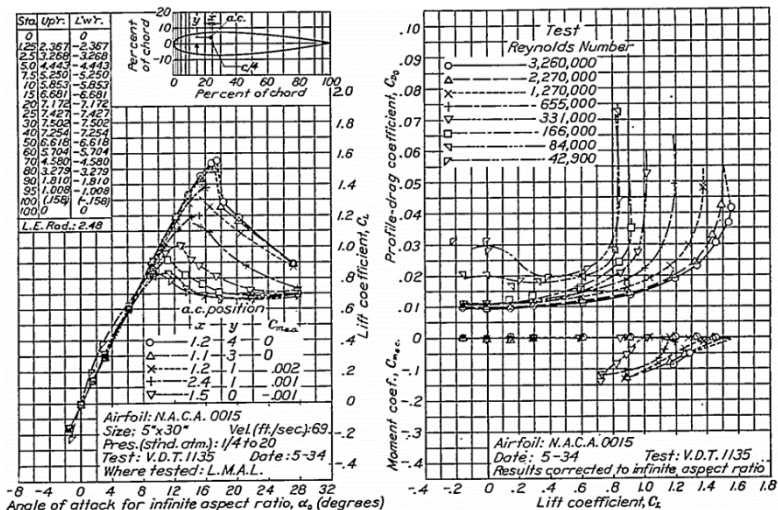
Pada penelitian ini *airfoils* yang digunakan adalah NACA 0015. NACA 0015 merupakan *airfoils* simetri yang tidak mempunyai *chamber*, dimana *mean chamber line* dan *chord line* berimpit. *Airfoils* ini berbentuk simetri dan memiliki ketebalan 15% dari panjang *chord*.

3.2.1 Parameter Verifikasi

Verifikasi merupakan konfirmasi melalui penyediaan bukti objektif bahwa persyaratan yang ditentukan telah dipenuhi. Parameter yang digunakan pada penelitian ini disesuaikan dengan yang ada dalam *report* NACA No. 586.

3.2.2 Karakteristik Reynolds Number

Pada data *report* NACA No. 586, penelitian dilakukan menggunakan *airfoils* NACA 0015 dengan nilai kecepatan aliran udara sebesar 69 ft/s dan variasi nilai *Reynolds Number* 42900 hingga 326×10^6 dengan variasi sudut serang -2° hingga 28° . Pada penelitian ini, *airfoils* diuji pada nilai *Reynold Number* sebesar $2,27 \times 10^6$, dengan sampel verifikasi yang diambil pada variasi sudut 0° hingga 20° . Berikut karakteristik *Reynold Number* yang terdapat pada *report* NACA No. 586



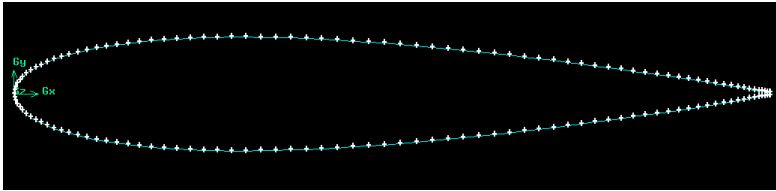
Gambar 3. 2 Karakteristik *Reynolds Number* NACA 0015 (Jacobs, dkk., 1936).

3.3 Preprocessing

Preprocessing merupakan tahapan awal dalam membuat sebuah desain, yaitu dengan melakukan penggambaran geometri model, membuat *mesh* untuk membagi daerah komputasi menjadi sejumlah *grid* yang sesuai, menentukan parameter kondisi batas dari model yang akan diuji.

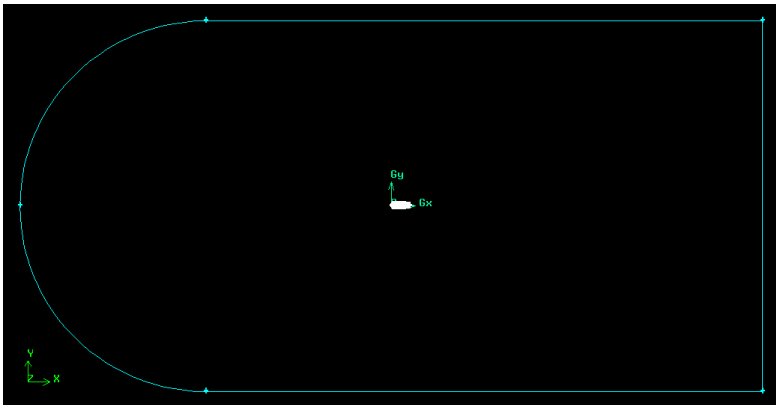
3.3.1 Pembuatan Geometri

Pembuatan geometri dimulai dengan memasukkan data koordinat *airfoils* NACA 0015 yang berupa titik-titik membentuk sebuah *airfoils*. Titik tersebut di-*import* dari *file* format .DAT yang berisi koordinat dari NACA 0015. Dari titik koordinat (*vertex*) tersebut dihubungkan sehingga akan membentuk garis (*edge*). Garis yang terhubung selanjutnya diubah menjadi sebuah bidang permukaan (*face*) yang berbentuk *airfoils*. Berikut hasil geometri NACA 0015 yang ditampilkan gambar 3.3.



Gambar 3. 3 Geometri *airfoils* NACA 0015.

Setelah pembuatan geometri *airfoils* selanjutnya dilakukan pembuatan domain *farfield*. Domain ini dibuat dengan menempatkan *airfoils* ditengah domain agar fluida yang melalui *airfoils* dapat ditangkap lebih stabil. Langkah membuat domain ini dengan memasukkan nilai *vertex* yang diinginkan. Jika domain *farfield* sudah dibentuk menjadi *face* maka selanjutnya di-*subtract* dengan domain *airfoils*. Geometri *airfoils* pada domain *farfield* ditunjukan pada gambar 3.4 dibawah ini.

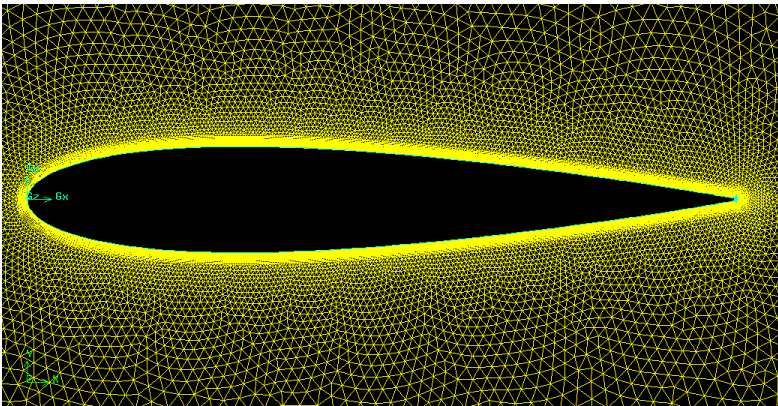


Gambar 3. 4 Geometri *airfoils* dalam domain *farfield*.

3.3.2 Meshing

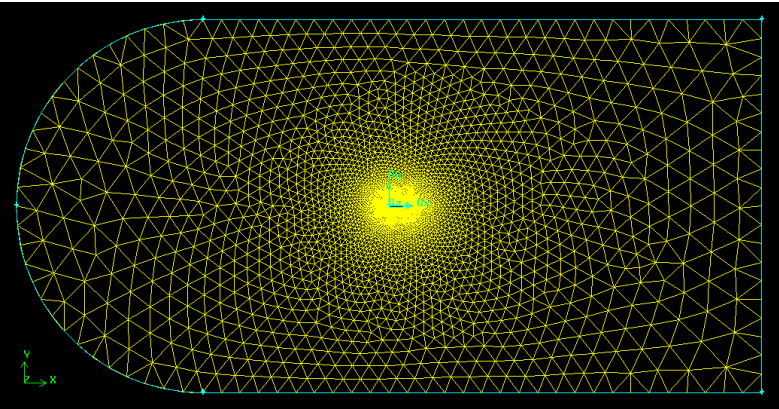
Pada tahap ini domain *farfield* dibagi menjadi domain yang lebih kecil-kecil. Bagian tersebut dianggap sebagai sebuah persamaan yang akan dilakukan perhitungan konservasi energi, massa, momentum dan persamaan lainnya.

Dalam melakukan *meshing*, semakin kecil ukuran *meshing* maka akan didapatkan hasil yang mempunyai hasil akurasi yang lebih baik namun akan membutuhkan komputasi yang tinggi. Selain ukuran *meshing*, jenis *meshing* juga akan mempengaruhi akurasi dari hasil simulasi. Pada penelitian ini menggunakan *unstructured mesh* atau biasa disebut *triangle mesh*. Berikut hasil *mesh* dari *airfoils* NACA 0015 yang disajikan pada gambar 3.5.



Gambar 3. 5 *Meshing* geometri *airfoils* NACA 0015.

Mesh dibuat secara rapat dan gradual atau sedikit demi sedikit mengecil ketika mendekati *surface airfoils*. *Airfoils* ini berada dalam domain *Farfield* yang mana *mesh* nya ditunjukkan seperti pada gambar 3.6.



Gambar 3. 6 *Meshing farfield.*

Mesh pada domain *farfield* dibuat kasar ketika mendekati bagian batas, namun semakin rapat secara gradual ketika mendekati *surface airfoils*. Ini dimaksudkan agar simulasi yang dilakukan dapat menjadi lebih akurat dan mendekati kondisi sebenarnya.

Beberapa parameter untuk melakukan *mesh* agar simulasi mendekati kondisi yang sebenarnya meliputi nilai *Reynolds Number*, panjang *chord* dari *airfoils* dan juga y^+ , yang mana berfungsi sebagai input parameter *first layer* yang menunjukkan besar ketebalan pertama pada *boundary layer*. Berikut metode perhitungan *first layer* yang disajikan pada gambar 3.7.

INPUT		OUTPUT
Re	2.27 ($\times 10^6$)	ds=0.0013042 (0.0000331) inches (meters)
Ref. Length	1 meters ▾	
y^+	3	

Gambar 3. 7 Perhitungan *first layer*.
(geolab.larc.nasa.gov/APPS/YPlus)

Setelah didapatkan *first layer* kemudian menentukan parameter *growth factor* atau faktor pengembangan. Ini merupakan

rasio pertumbuhan *boundary layer* dari setiap *layer* nya. *Growth factor* akan mempengaruhi ketebalan *boundary layer*. Lalu *row* atau jumlah lapisan *boundary layer*. Semakin besar nilai *row* maka semakin tebal lapisan batas pada *airfoils*. Domain yang disimulasikan mempunyai parameter ukuran *meshing* seperti yang ditunjukkan pada tabel 3.1 dan tabel 3.2 dibawah ini.

Tabel 3. 1 Ukuran *Meshing* pada *Boundary Layer*.

No	Nama Bagian	Ukuran Mesh
1	<i>First layer</i>	0.0331 mm
2	<i>Growth Factor</i>	1.3
3	<i>Row</i>	40
4	<i>Transition Pattern</i>	1:1

Tabel 3. 2 Ukuran *Meshing Edges*.

No	Nama Bagian	Ukuran Mesh
1	<i>Permukaan atas</i>	300
2	<i>Permukaan bawah</i>	300
3	<i>Tail</i>	5

3.3.3 Kondisi Batas

Kondisi batas yang digunakan pada penelitian ini adalah seperti pada tabel 3.3.

Tabel 3. 3 Inisialisasi Geometri.

Nama Bagian	Kondisi Batas	Inisial Batas
<i>Airfoils</i>	<i>Wall</i>	<i>Airfoils</i>
Dinding Atas	<i>Pressure Farfield</i>	Pff
Dinding Bawah	<i>Pressure Farfield</i>	
Dinding Depan	<i>Pressure Farfield</i>	
Dinding Belakang	<i>Pressure Farfield</i>	

Pembuatan kondisi batas dilakukan untuk memudahkan tahap *processing* atau *solving* ketika melakukan proses inisialisasi

kondisi. Pada pff dibuat menjadi satu *group* agar perhitungan untuk mendapatkan solusi menjadi lebih efektif dan input kondisi yang relatif sederhana.

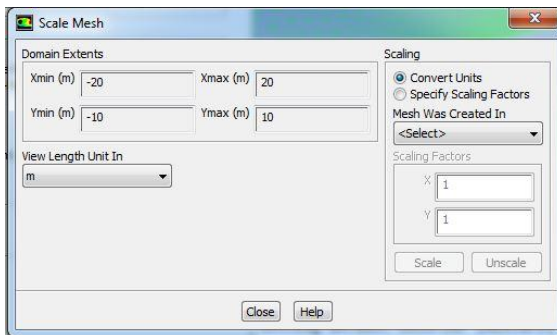
3.4 Processing atau Solving

Solving merupakan suatu proses perhitungan data *input* model geometri hingga mencapai batas nilai *error* yang telah ditentukan. Perhitungan dilakukan dengan didasarkan pada kondisi yang disesuaikan saat *preprocessing*. Pada simulasi ini proses *solving* dianggap selesai atau konvergen ketika nilai yang dihasilkan sudah mencapai 10^{-4} .

3.4.1 General

Pada kotak dialog *General* terdapat dua sub menu yaitu *mesh* dan *solver*.

a) Pada *mesh* pilih bagian *scale* untuk merubah dimensi menjadi mm karena koordinat geometri dibuat dalam dimensi milimeter kemudian klik *scale* seperti pada gambar 3.8.



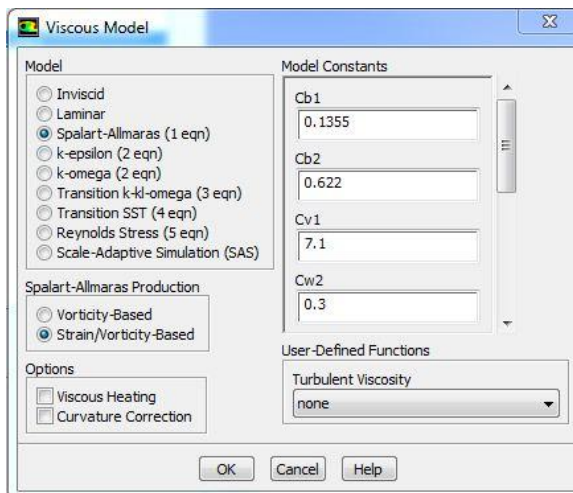
Gambar 3. 8 *Scale mesh.*

b) Pada *solver* pastikan memilih tipe *pressure based* karena tipe ini sangat baik digunakan untuk jenis kasus model aerodinamik bertekanan tinggi.

3.4.2 Models

Model dipilih untuk menyatakan inisial kondisi yang dipakai untuk mendapatkan solusi melalui persamaan matematis.

- a) Aktifkan *Energy Equation* pada pilihan *Energy*. Hal ini akan melibatkan persamaan energi untuk menyelesaikan masalah *high compressible*.
- b) Model viskositas yang dipilih yakni Spalart-Allmaras karena relatif lebih sederhana dengan 1 model persamaan yang dapat menyelesaikan masalah *turbulent viscosity*. Pengaturan seperti pada gambar 3.9.



Gambar 3.9 *Viscous model.*

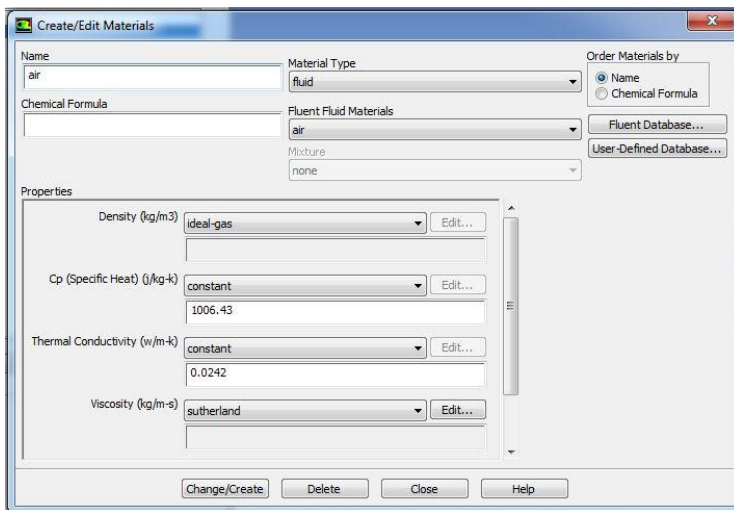
Model Spalart-Allmaras telah di desain secara khusus untuk bidang aerospace dan telah menunjukkan hasil yang baik untuk lapisan batas yang mengalami perbedaan tekanan. Kemudian pilih *Strain/vorticity-based* pada bagian *Spalart-Allmaras Production*.

3.4.3 Materials

Default material fluida yang dipakai yaitu udara yang mana dalam masalah ini digunakan sebagai fluida kerja. Pengaturan default perlu sedikit dirubah agar dapat menghitung

kompresibilitas dan variasi dari sifat *thermophysical* pada *temperature*.

- a) Pilih ideal-gas sebagai densitas yang digunakan pada kotak properties, karena dengan ini perhitungan energi akan aktif.
- b) Pilih Sutherland sebagai viskositas kemudian pastikan menggunakan *Three Coefficient Method* pada kolom *method*, karena hukum *Sutherland* sebagai viskositas ini cocok digunakan pada aliran *high compressible*. Pengaturan seperti pada gambar 3.10.



Gambar 3. 10 Material fluida.

3.4.4 Boundary Condition

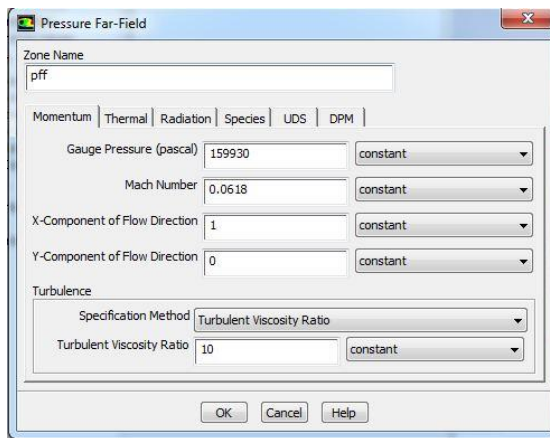
Kondisi batas diatur sedekat mungkin dengan kondisi sebenarnya untuk mendapatkan simulasi dengan deviasi terkecil. Edit kondisi batas pada *Farfield* seperti dibawah ini:

- a) Gunakan *Gauge Pressure* sebesar 159930 Pa karena akan menentukan nilai densitas yang mana digunakan sebagai perhitungan nilai *Reynolds number*.

b) Masukkan 0.0618 sebagai nilai *Mach Number*. Nilai ini didapat berdasarkan *report* NACA No. 586 yang digunakan sebagai verifikasi.

c) Pada nilai arah laju aliran, masukkan 1 dan 0 sebagai X dan Y *Component*. Nilai ini ditentukan berdasarkan sudut 0° yang menjelaskan, $\cos 0^\circ = 1$ dan $\sin 0^\circ = 0$. Begitu pula pada sudut serang berikutnya.

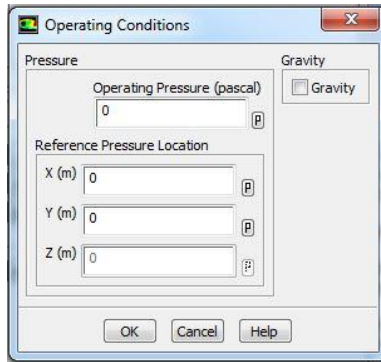
d) Pilih *Turbulent Viscosity Ratio* dari *Spesification method*. Masukkan nilai 10 untuk rasio viskositas turbulen. *Ratio* viskositas harus diantara 1 dan 10 untuk *external flows*. Pengaturan seperti pada gambar 3.11.



Gambar 3. 11 Kondisi batas *farfield*.

3.4.5 Operating Condition

Pengaturan kondisi operasi tergantung pada tekanan operasi yang digunakan dalam keadaan sebenarnya. Jika total tekanan yang dimiliki sebesar 101325 Pa, maka ketika *operating pressure* 101325 Pa dan *gauge pressure* 0 Pa ini menunjukkan bahwa wilayah kerja berada di *atmosphere*. Tetapi jika sebaliknya, maka wilayah kerja nya berada di lingkungan bebas tekanan. Pada penelitian ini menggunakan 0 Pa sebagai *Operating conditions*. Pengaturan seperti pada gambar 3.12.



Gambar 3. 12 *Operating conditions.*

3.4.6 Reference Values

Nilai referensi digunakan sebagai nilai acuan yang berada di dalam domain ketika perhitungan berjalan sesuai dengan masukan nilai dari semua kondisi.

- Pilih Pff pada kolom *compute from* yang menunjukkan perhitungan dimulai dari *Farfield* menuju arah aliran yang sudah ditentukan.
- Pada kolom *reference values*, lihat nilai *density*. Nilai tersebut merepresentasikan *gauge pressure* yang digunakan. Sedangkan *velocity*, bergantung pada *Mach Numbers*. Untuk mendapat nilai *Reynolds Number* yang diinginkan maka perlu diperhatikan rumus berikut:

$$Re = \frac{V \times MAC}{\left(\frac{\mu}{\rho}\right)} \quad (3.1)$$

Sehingga *reference values* pada penelitian ini yaitu,

V : 21,03488 m/s

MAC : 1 m

μ : 1,7894e-05 kg/m-s

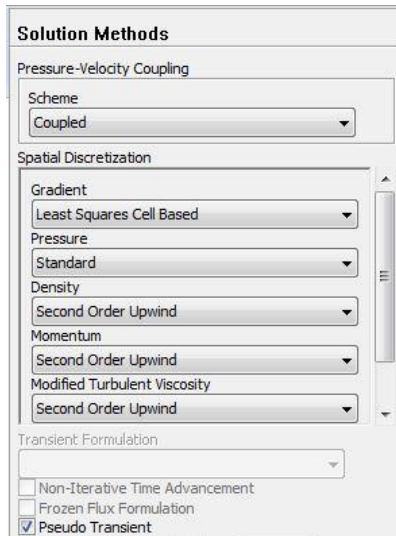
ρ : 1,931278 kg/m³

Berdasarkan rumus diatas maka perhitungan *Reynolds Number* didapatkan sebesar 2.270.269 atau dibulatkan menjadi $2,27 \times 10^6$ yang mana hasil ini sesuai dengan *report* NACA No. 586 yang digunakan sebagai verifikasi.

3.4.7 Solution

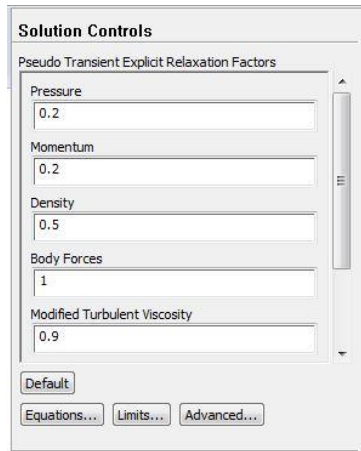
Tahap penentuan kondisi yang terakhir yaitu kondisi solusi yang diharapkan sesuai dengan tujuan yang ingin dicapai. Beberapa parameter kondisi solusi yang digunakan yakni:

a) Pada kotak dialog *Solution methods*, pilih *Coupled* sebagai *scheme* dan *Second order upwind* untuk *Density*, *Momentum*, *Modified Turbulent Viscosity* dan *Energy*. Karena metode *second order upwind* jauh lebih akurat dari *first-order scheme*. Kemudian aktifkan pilihan *Pseudo Transient*, karena algoritma *pseudo transient* berkaitan dengan *pressure-based* pada solver dan terbukti efektif menyelesaikan solusi persamaan. Pengaturan seperti pada gambar 3.13.



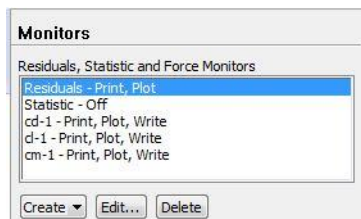
Gambar 3. 13 *Solution methods.*

b) Pada kotak dialog *Solution controls*, masukkan 0.5 untuk nilai *density* karena rekomendasi yang cukup baik digunakan pada aliran *high compressible*. Dan nilai 0,9 untuk input *Modified Turbulent Viscosity*. Semakin besar faktor *under-relaxation* dengan mendekati 1, maka semakin menghasilkan nilai konvergensi yang semakin cepat. Pengaturan seperti pada gambar 3.14.



Gambar 3. 14 *Solution controls*.

c) Pada kotak dialog *Monitors*, pilih *Residuals*, pastikan Plot telah aktif pada bagian *options* dan nilai RMS yang digunakan sebagai iterasi yakni 10^{-4} agar perhitungan menjadi lebih detail. Kemudian *Create Drag*, *Lift* dan *Moment Coefficient* sebagai nilai keluaran untuk di analisa lebih lanjut. Pengaturan seperti pada gambar 3.15.



Gambar 3. 15 *Monitors*.

- d) Memilih *Hybrid Initialization* pada *Solution Initialization Methods*. Setiap menjalankan kalkulasi, sebaiknya klik *Initialize* untuk *update* kondisi yang telah dirubah.
- e) Pada *Run calculation*, dimasukan nilai 1000 untuk *Number of Iterations*.

3.5 Postprocessing

Post processing merupakan proses terakhir dalam simulasi. Pada tahap ini dilakukan pengambilan data hasil simulasi. Pengambilan data berupa nilai CL dan CD. Selain itu dilakukan visualisasi hasil simulasi meliputi kontur tekanan dan kecepatan (Ramadhan, 2016).

Halaman ini memang dikosongkan.

BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

Pada bab ini akan membahas hasil simulasi mengenai pengaruh defleksi elevator dengan variasi jarak *gap*. Data yang akan dianalisis berupa nilai CL, CD, serta kontur tekanan dan kontur kecepatan pada *airfoils* NACA 0015.

4.1 Verifikasi Hasil Simulasi

Untuk mengetahui apakah parameter simulasi telah memenuhi syarat kondisi yang ada pada *Report* NACA No. 586 maka perlu dilakukannya verifikasi terlebih dahulu. Parameter verifikasi yang ditinjau adalah nilai koefisien angkat pada sudut serang 0° hingga 20° dengan interval 2° . Nilai koefisien angkat ini dicari untuk melihat seberapa besar deviasi yang dihasilkan. Berikut data hasil verifikasi yang terdapat pada tabel 4.1.

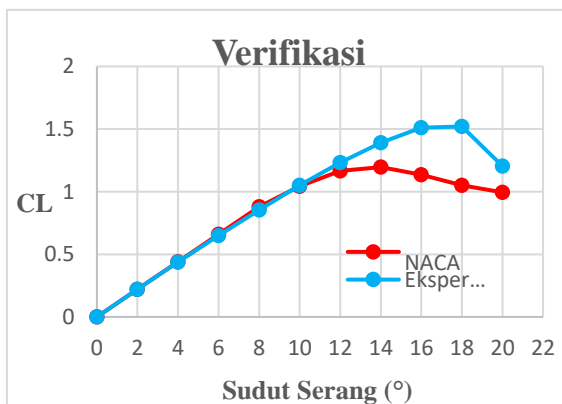
Tabel 4. 1 Hasil Verifikasi Simulasi.

Alpha	CL <i>report</i>	CL <i>experiment</i>	CD exp	Deviasi (%)
0	0	0	0	-
2	0,22	0,21	0,01	0,10
4	0,44	0,43	0,01	0,77
6	0,66	0,64	0,01	1,56
8	0,88	0,85	0,01	2,81
10	1,04	1,05	0,01	0,67
12	1,16	1,20	0,01	3,23
14	1,19	1,39	0,02	16,38
16	1,13	1,51	0,03	33,15
18	1,05	1,52	0,05	44,69
20	0,99	1,20	0,11	21,05

Pada sudut serang 14° hingga 20° , deviasi yang dihasilkan sangatlah besar. Hal ini dikarenakan setelah terjadinya CL

maksimum pada sudut serang 14° , timbul fenomena *stall* yang ditandai dengan menurunnya nilai koefisien angkat secara tiba-tiba ketika sudut serang dinaikan. Fenomena *stall* ini terjadi akibat adanya separasi aliran udara yang berulang dan akan mempengaruhi *boundary layer*. Oleh karena itu, deviasi yang dihasilkan pada saat terjadinya *stall* yakni pada sudut serang 14° hingga 20° dapat ditoleransi. Maka deviasi yang dihasilkan sebelum terjadinya *stall* memiliki deviasi yang kurang dari 5%, dimana persentase ini menjadi standar verifikasi. Dengan demikian kondisi batas dan ukuran *mesh* dapat digunakan untuk melakukan simulasi pada penelitian lebih lanjut karena dianggap telah sesuai dan mendekati kondisi sebenarnya.

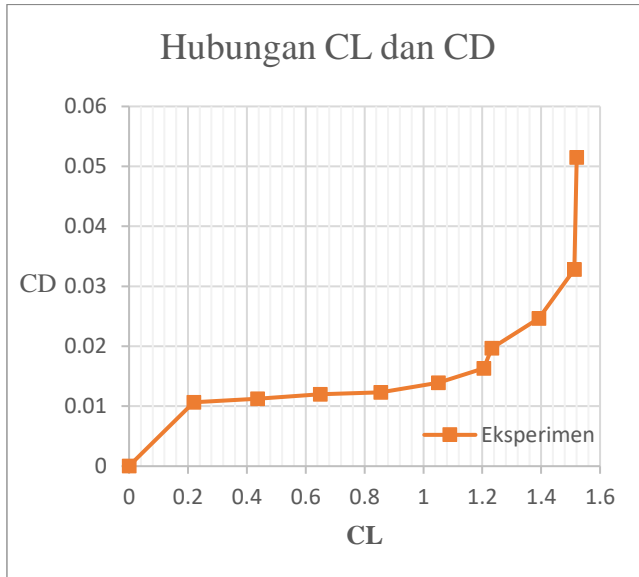
Pada penelitian ini, akan dilakukan simulasi pengaruh defleksi elevator dengan variasi jarak *gap* saat sudut serang 2° dan 10° . Hal ini dilakukan karena pada kedua sudut serang memiliki deviasi terkecil yakni 0,10% untuk sudut serang 2° dan 0,67% untuk 10° . Berikut karakteristik hasil verifikasi yang ditampilkan pada gambar 4.1.



Gambar 4. 1 Grafik hasil simulasi verifikasi data.

Ketika airfoils melewati sebuah aliran udara, selain munculnya nilai koefisien angkat, diikuti juga dengan nilai koefisien *drag*. Semakin tinggi nilai koefisien angkat akibat

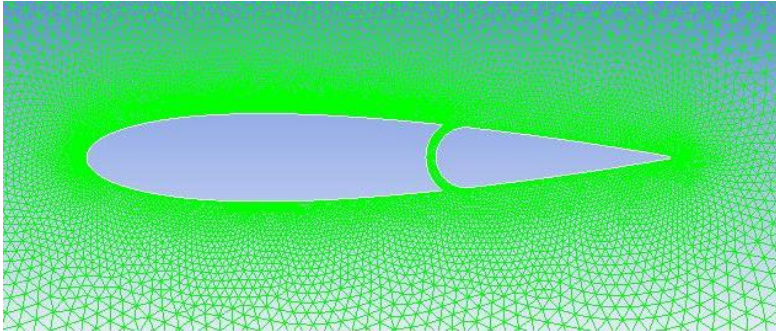
perubahan sudut serang maka nilai koefisien *drag* pun akan meningkat. Dapat dilihat pada gambar 4.2 bahwa karakteristik kenaikan nilai koefisien *drag* terhadap nilai koefisien angkat.



Gambar 4. 2 Grafik hubungan CL dan CD.

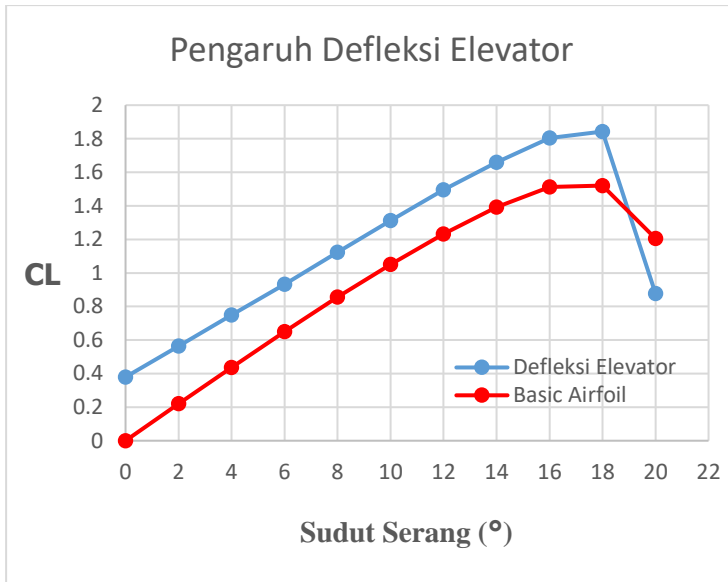
4.2 Pemotongan Geometri

Setelah dilakukannya verifikasi, geometri *airfoils* NACA 0015 dibagi menjadi dua bagian yakni horizontal stabilizer pada bagian *leading* dan elevator sebagai *trailing*. Dimana panjang elevator adalah 35% dari panjang *chord*. Pemotongan bertujuan untuk mengetahui pengaruh defleksi elevator terhadap kenaikan koefisien angkat *airfoils*. Berikut penampakan geometri *airfoils* NACA 0015 yang telah dilakukan pemotongan pada gambar 4.3.



Gambar 4. 3 Hasil pemotongan geometri.

Konfigurasi geometri pada gambar diatas disebut juga sebagai *plain flap*. *Trailing* atau bagian belakang geometri hanya dapat bergerak pada satu poros sumbu saja, yakni pergerakan ke bawah (defleksi positif) dan ke atas (defleksi negatif). Pergerakan defleksi ke bawah akan menambah *chamber airfoils*, nilai koefisien angkat juga secara konstan akan bertambah setiap penambahan sudut serang sampai terjadinya *stall*. Hal ini akan mengurangi sudut serang pada saat elevator terdefleksi ke bawah dibandingkan dengan saat posisi netral. Dengan demikian, perubahan defleksi elevator akan mengatur *pitching nose* pesawat tanpa harus merubah sudut serang horizontal stabilizer. Berikut karakteristik kenaikan nilai koefisien angkat ketika elevator didefleksi sebesar 10° yang ada pada gambar 4.4.



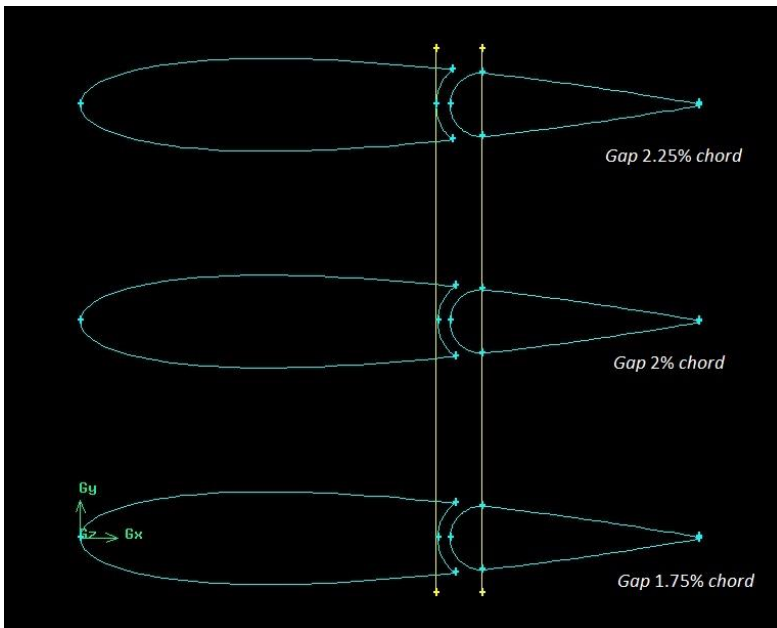
Gambar 4. 4 Grafik pengaruh defleksi elevator.

Pada grafik yang ditampilkan gambar 4.4, terlihat setiap kenaikan sudut serang nilai koefisien angkat yang dihasilkan dengan defleksi elevator juga bertambah dan lebih besar dibandingkan dengan *airfoils* tanpa elevator. Setelah CL maksimum pada sudut serang 18° maka terjadi *stall*, pada *airfoils* dengan defleksi elevator didapatkan nilai koefisien angkat yang lebih rendah pada sudut serang 20° . Hal ini dikarenakan terjadi separasi aliran udara di bagian *permukaan atas* elevator yang mengakibatkan koefisien tekanan bergeser ke belakang dan menambah koefisien gaya seret.

4.2.1 Variasi Jarak Gap

Gap pada konfigurasi *plain flap* merupakan jarak diantara *leading* dengan luasan kerja engsel *trailing*. Berbeda dengan konfigurasi *slotted flap*, *gap* dihasilkan akibat pergerakan *trailing* ke arah belakang untuk menambah panjang *chord*. Sehingga

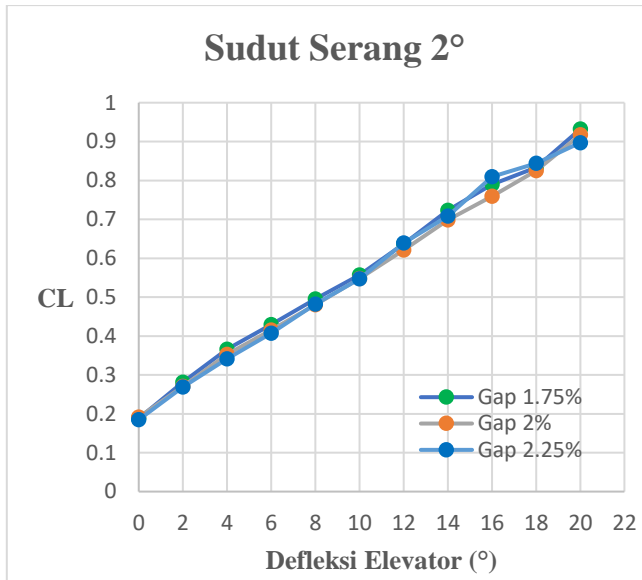
penambahan jarak *gap* pada *plain flap* akan mengurangi panjang *leading* dengan panjang *trailing* yang tetap yakni sebesar 35% *chord*. Adanya jarak *gap* diperuntukan agar kinerja engsel *trailing* tidak bergesekan dengan *leading*. Pada penelitian ini, variasi jarak *gap* yang diuji coba adalah 1,75%, 2%, dan 2,25% dari panjang *chord*. Berikut perbandingan jarak *gap* yang disajikan pada gambar 4.5.



Gambar 4. 5 Perbandingan jarak *gap*.

4.3 Analisis Pengaruh Jarak *Gap* Pada Sudut Serang 2°

Pada sudut serang 2° , penambahan sudut defleksi elevator untuk setiap variasi jarak *gap* memperlihatkan kenaikan koefisien angkat secara konstan. Akan tetapi pola kenaikan koefisien angkat untuk ketiga variasi jarak *gap* tidak stabil atau berubah-ubah pada sudut serang tertentu seperti yang ditampilkan gambar 4.6.



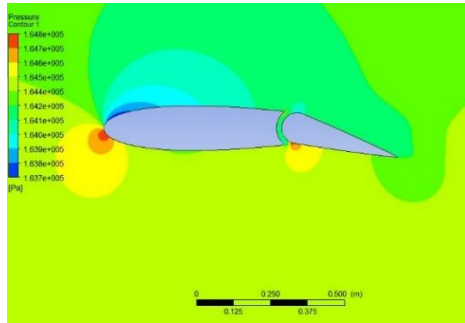
Gambar 4. 6 Koefisien angkat pada AOA 2° dengan variasi jarak *gap*.

Dari grafik diatas dapat dilihat perubahan nilai koefisien angkat yang signifikan terdapat pada sudut serang 16° dan 20° . Sudut serang ini dipilih untuk dianalisis dikarenakan agar lebih mudah menganalisa kontur tekanan dan kontur kecepatan mengingat perbedaan jarak *gap* yang kecil yakni 0,25%.

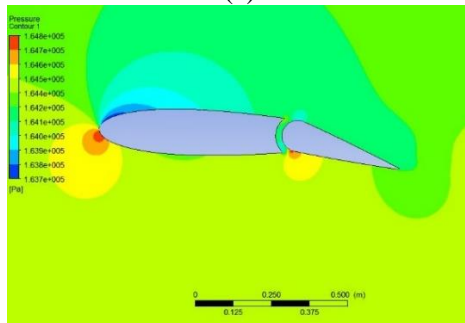
4.3.1 Kontur Tekanan

Kontur tekanan pada *airfoils* perlu untuk dianalisis karena sebagai informasi data yang dapat mendukung terjadinya nilai koefisien angkat serta untuk menjelaskan pengaruh perbedaan jarak *gap*. Terdapat beberapa tingkat untuk membedakan nilai tekanan, yakni warna merah untuk tekanan tertinggi dan warna biru adalah untuk tekanan yang paling rendah. Semakin tinggi tekanan yang bertumbukkan dengan permukaan *airfoils* maka semakin tinggi pula nilai koefisien angkat nya.

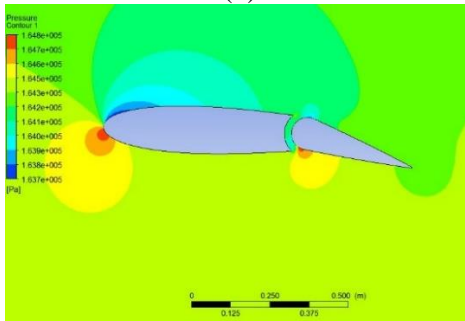
1) Defleksi Elevator 16°



(a)



(b)



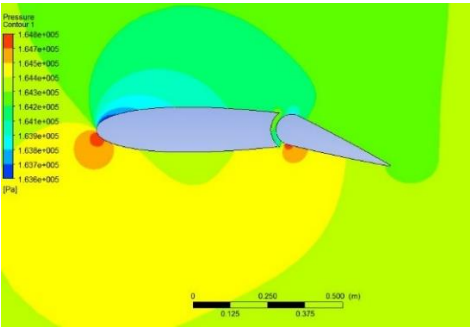
(c)

Gambar 4. 7 Kontur tekanan AOA 2° DF 16° variasi jarak *gap*
 (a) 1,75%; (b) 2%; (c) 2,25%.

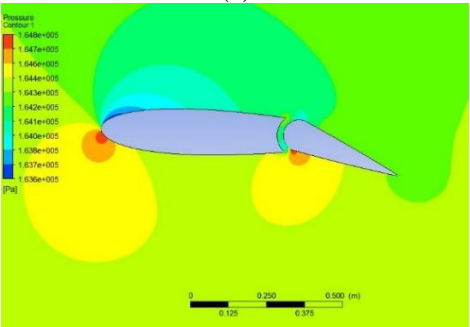
Dari gambar 4.9, tekanan paling besar ditandai dengan kontur berwarna merah yang berada di *leading edge* horizontal stabilizer. Warna merah merupakan nilai tekanan tertinggi sebesar 164.800 Pa dan nilai terendah pada warna biru sebesar 163.700 Pa. Tekanan tertinggi juga muncul disekitar bagian bawah *leading edge* elevator akan tetapi tekanan cenderung turun ketika memasuki wilayah *gap*. Ini membuktikan bahwa adanya perpindahan aliran udara dari *permukaan bawah* elevator menuju *permukaan atas* elevator melewati *gap*.

Ketiga variasi jarak *gap*, memiliki kontur tekanan pada domain *farfield* hampir tidak menunjukkan perubahan secara signifikan. Secara berurutan nilai koefisien angkat untuk *gap* 1,75% sebesar 0,78, *gap* 2% sebesar 0,75, dan *gap* 2,25% sebesar 0,80. Pada *gap* 1,75% dan 2% terlihat tekanan dengan kontur berwarna biru langit sebesar 164.200 Pa dominan bergeser ke arah belakang yakni ke daerah *trailing edge* elevator. Bergesernya tekanan ke *trailing edge* elevator akan mengakibatkan menambahnya koefisien gaya gesek. Hal ini ditunjukkan dengan nilai koefisien pada *gap* 1,75% dan 2% memiliki nilai yang lebih rendah dibandingkan dengan *gap* 2,25% yakni sebesar 0,80. Sedangkan pada *gap* 1,75% memiliki koefisien angkat yang lebih besar dibandingkan dengan *gap* 2% dikarenakan aliran udara yang melewati *gap* lebih dominan pada *gap* 1,75%. Perbedaan ini ditandai dengan kontur tekanan pada *gap* 1,75% dominan berwarna hijau sebesar 164.400 Pa.

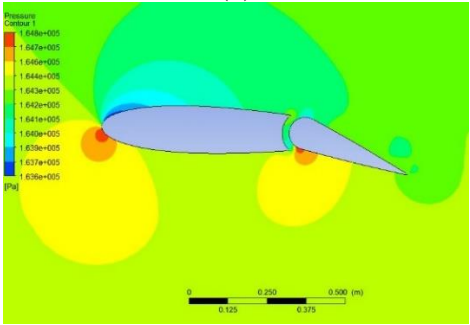
2) Defleksi Elevator 20°



(a)



(b)



(c)

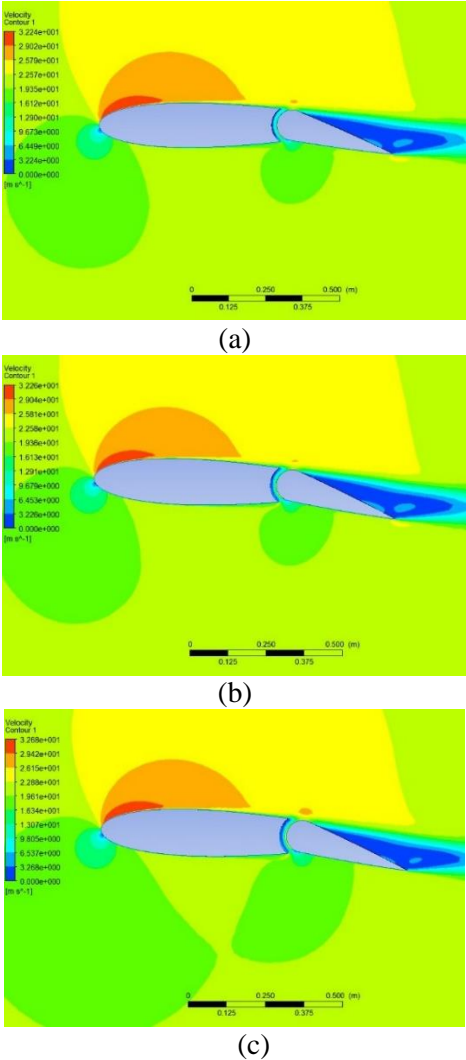
Gambar 4. 8 Kontur tekanan AOA 2° DF 20° variasi jarak *gap*
(a) 1,75%; (b) 2%; (c) 2,25%.

Pada sudut serang 2° dengan defleksi elevator sebesar 20° , menunjukkan perubahan tingkat besaran koefisien angkat untuk masing-masing variasi jarak *gap*. Jika pada defleksi elevator sebesar 16° koefisien angkat tertinggi dihasilkan oleh *gap* 2,25%, untuk defleksi elevator 20° koefisien angkat tertinggi dimiliki *gap* 1,75%.

Tekanan tertinggi sebesar 164.800 Pa dengan kontur berwarna merah juga terlihat pada bagian di *leading edge* horizontal stabilizer dan disekitar *leading edge permukaan bawah* elevator untuk defleksi elevator 20° . Akan tetapi distribusi tekanan pada bagian *permukaan atas* dan *permukaan bawah* sedikit berbeda. Pada *gap* 1,75% yang ditampilkan gambar 4.8 (a), distribusi tekanan pada *permukaan bawah* terlihat lebih dominan dengan kontur berwarna kuning sebesar 164.400 Pa. Dominasi tekanan *permukaan bawah* yang tinggi akan menghasilkan koefisien angkat yang lebih besar. Selain itu ditinjau dari kontur tekanan pada daerah *permukaan atas* elevator, terdapat lingkaran kecil berwarna biru langit dengan tekanan sebesar 164.100 Pa. Lingkaran ini terjadi karena interaksi ketiga aliran yang terlepas dari *permukaan atas* dan *permukaan bawah* horizontal stabilizer serta aliran yang melintasi bagian *leading edge* elevator akan menimbulkan turbulensi aliran setelah melawati *gap*. Karena ketiga aliran udara ini memiliki arah dan momentum yang berbeda, maka akan terbentuk *small scale wake* yang mengakibatkan penguatan *adverse pressure* pada *permukaan atas* elevator. Pada *gap* 1,75% luasan *small scale wake* yang timbul di *permukaan atas* elevator relatif lebih kecil dibandingkan dengan *gap* 2% dan 2,25%. Luasan *small scale wake* ini akan mempengaruhi *adverse pressure* yang ditandai pada kontur tekanan berwarna hijau dengan tekanan sebesar 164.300 Pa. Ditinjau dari kontur tekanan berwarna hijau di sekitar daerah *trailing edge* elevator, pada *gap* 2% dan 2,25%, kontur tekanan bergeser ke bagian *permukaan bawah* elevator sedangkan pada *gap* 1,75% tekanan cenderung berada dekat pada *trailing edge* elevator. Beberapa fenomena inilah yang membuat nilai koefisien angkat pada defleksi elevator 20° dengan jarak *gap* 1,75% lebih besar yaitu sebesar 0,93.

4.3.2 Kontur Kecepatan

1) Defleksi Elevator 16°

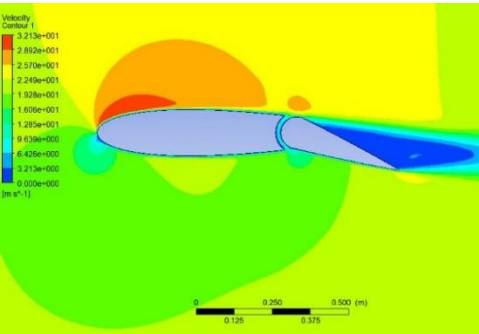


Gambar 4. 9 Kontur kecepatan AOA 2° DF 16° variasi jarak *gap*
(a) 1,75%; (b) 2%; (c) 2,25%.

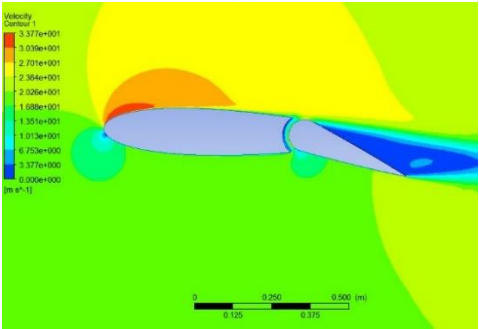
Pada gambar 4.9, untuk setiap variasi jarak *gap* terdapat titik stagnasi di *leading edge horizontal* stabilizer. Di titik ini kecepatan aliran adalah sama dengan nol yang ditandai dengan kontur berwarna biru tua. Setelah melewati titik stagnasi, aliran yang melalui *permukaan atas* horizontal stabilizer mengalami percepatan yang besar, ini ditunjukkan dengan kontur berwarna merah. Kemudian, kecepatan mengalami penurunan secara perlahan, penurunan ini diakibatkan kelengkungan geometri yang besar. Kelengkungan yang dimaksud adalah hasil dari perubahan sudut defleksi elevator. Geometri *airfoils* yang melengkung naik akibat perubahan sudut defleksi elevator akan menyebabkan penyebaran aliran udara. Selain itu aliran pada daerah dekat *leading edge* elevator memberikan pengaruh pada aliran *permukaan atas*. Pengaruh ini diduga menyebabkan efek *adverse pressure* semakin meningkat dan aliran mengalami perlambatan. Penurunan kecepatan ditunjukkan pada kontur berwarna biru tua yang terletak pada *permukaan atas* elevator. Di bagian atas *leading edge* elevator, terdapat *small scale wake* atau daerah aliran yang terseparasi akibat efek *adverse pressure* tadi. Namun, daerah ini masih menerima momentum dari aliran yang melewati *permukaan atas* horizontal stabilizer sehingga aliran kembali menyusuri permukaan *permukaan atas* elevator.

Konfigurasi *gap* 2,25% memiliki koefisien angkat terbesar, dikarenakan *reverse flow* yang terjadi pada *permukaan atas* elevator relatif lebih kecil dibandingkan dengan *gap* 1,75% dan 2%. *Reverse flow* ini ditunjukkan dengan luasan kontur berwarna biru langit di dalam domain kontur berwarna biru tua. Selain itu, jika dilihat lebih teliti, pada *leading edge* elevator terjadi percepatan aliran udara yang ditandai perubahan kontur warna dari hijau ke kuning. Ini menandakan aliran udara lebih dominan melewati *gap* 2,25%. Dengan adanya perbedaan kecepatan pada *leading edge* elevator, menjawab peran elevator dapat menambah koefisien angkat.

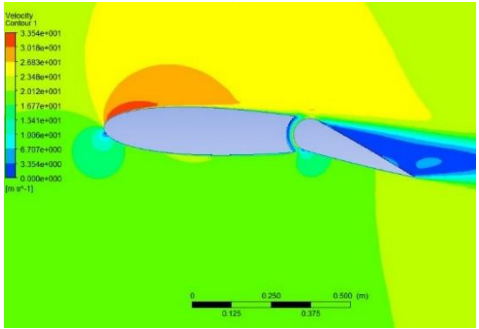
1) Defleksi Elevator 20°



(a)



(b)



(c)

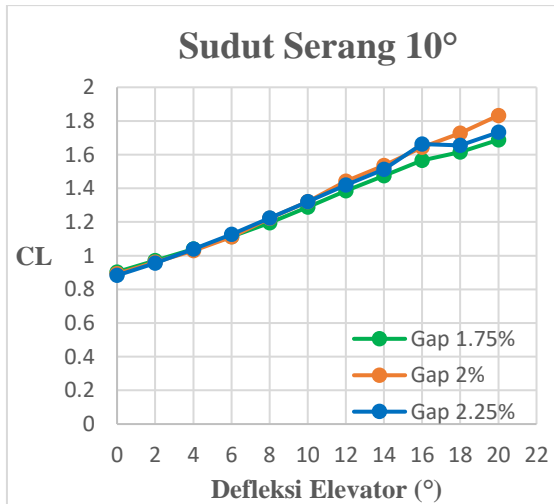
Gambar 4. 10 Kontur kecepatan AOA 2° DF 20° variasi jarak *gap*
(a) 1,75%; (b) 2%; (c) 2,25%.

Saat defleksi elevator sebesar 20° , kontur kecepatan pada *permukaan bawah* didominasi dengan warna hijau. Dominasi warna hijau ini menandakan koefisien angkat meningkat ketika sudut defleksi elevator dinaikan.

Jika melihat grafik pada gambar 4.6, koefisien angkat terbesar dihasilkan oleh *gap* 1,75%. Hal ini dikarenakan, pada *permukaan bawah* horizontal stabilizer terdapat separasi *bubble* yang cukup besar seperti yang ditampilkan gambar 4.10 (a). Akibat adanya separasi *bubble* pada bagian *permukaan bawah*, aliran udara cenderung dipandu ke arah *leading edge* elevator dan melewati *gap*. Gejala ini ditandai dengan timbulnya *small scale wake* didatas *leading edge* elevator. Berbeda dengan *gap* 2% dan 2,25%, aliran lebih dominan menyusuri *permukaan bawah* horizontal stabilizer. Kemudian aliran ini menumbuk bagian bawah *leading edge* elevator yang ditandai dengan penurunan kecepatan aliran. Selain itu, munculnya titik separasi udara pada *permukaan atas* elevator untuk *gap* 2% dan 2,2% lebih mendekati *leading edge* elevator dibandingkan dengan *gap* 1,75%. Munculnya titik separasi yang mendekati *leading edge* akan meningkatkan efek *adverse pressure* dan membuat koefisien angkat menurun.

4.4 Analisis Pengaruh Jarak *Gap* Pada Sudut Serang 10°

Pada sudut serang 10° , koefisien angkat yang dihasilkan dengan variasi jarak *gap* 1,75%, 2%, dan 2,25% juga terlihat tidak stabil setiap kenaikannya. Perbedaan nilai koefisien angkat yang signifikan juga didapati pada sudut defleksi elevator sebesar 16° dan 20° . Berikut grafik hasil simulasi sudut serang 10° yang disajikan pada gambar 4.11.



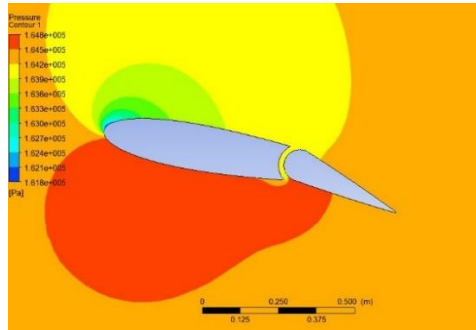
Gambar 4. 11 Koefisien angkat pada AOA 10° dengan variasi jarak *gap*.

Dari gambar diatas memperlihatkan bahwa pada sudut defleksi elevator sebesar 16° , koefisien angkat tertinggi dimiliki oleh *gap* 2,25% dengan nilai 1,66, diikuti *gap* 2% sebesar 1,64, dan *gap* 1,75% sebesar 1,56. Akan tetapi pada sudut defleksi elevator 20° , koefisien angkat tertinggi justru dihasilkan oleh *gap* 2%. Perubahan nilai koefisien angkat ini akan dianalisa secara kualitatif dengan melihat hasil simulasi melalui kontur tekanan dan kontur kecepatan *airfoils*.

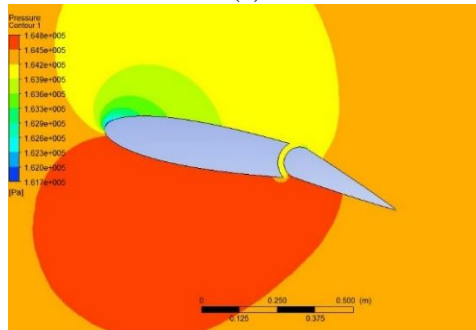
Secara kuantitatif, nilai koefisien angkat yang dihasilkan dari variasi jarak *gap* dapat dihitung dari distribusi tekanan pada permukaan *airfoils* yakni disekitar $0.5 x/c$ hingga $1 x/c$. Jika dilihat pada gambar 4.18 dan gambar 4.19, terdapat kurva koefisien tekanan pada permukaan atas dan permukaan bawah *airfoils* untuk masing-masing perubahan sudut defleksi elevator. Pada defleksi elevator 16° , variasi jarak *gap* 2.25% memiliki koefisien angkat tertinggi karena total tekanan terbesar dengan nilai 6767.57 Pa. Sedangkan saat defleksi elevator 20° , koefisien angkat tertinggi justru dihasilkan variasi jarak *gap* 2% dengan total tekanan sebesar 8679 Pa.

4.4.1 Kontur Tekanan

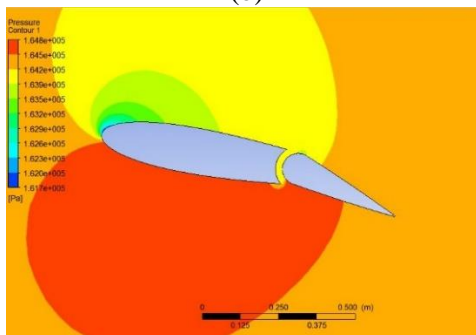
1) Defleksi Elevator 16°



(a)



(b)



(c)

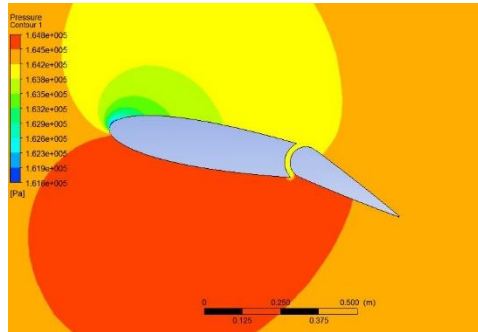
Gambar 4. 12 Kontur tekanan AOA 10° DF 16° variasi jarak *gap*
(a) 1,75%; (b) 2%; (c) 2,25%.

Distribusi tekanan maksimal pada daerah *permukaan bawah* hampir menyeluruh hingga ke bagian *permukaan bawah* elevator. Kontur berwarna merah pada bagian *permukaan bawah* sebesar 164.800 Pa, menandakan koefisien angkat pada sudut serang 10° semakin besar. Secara kuantitatif, ditunjukkan oleh rata-rata nilai koefisien angkat pada sudut serang 10° bernilai di atas 1.6 untuk setiap variasi jarak *gap*. Sedangkan pada sudut serang 2° hanya memiliki rata-rata nilai koefisien angkat sebesar 0,8. Dengan demikian, dibuktikan bahwa setiap penambahan sudut serang pada *airfoils* akan meningkatkan nilai koefisien angkat hingga terjadinya *stall*.

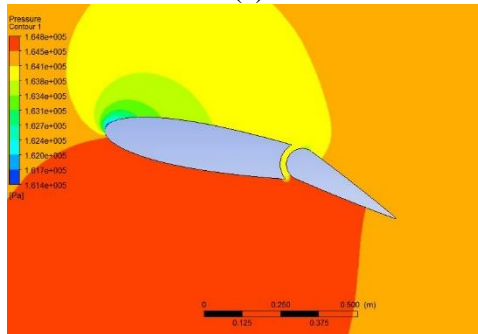
Gambar 4.12 memperlihatkan bahwa distribusi tekanan maksimal secara menyeluruh pada *permukaan bawah*, ini disebabkan adanya laju aliran pada *gap*. Terlihat pula adanya lingkaran berdimensi relatif sangat kecil yang menandakan timbulnya *small scale wake* akibat interaksi tiga aliran.

Pada bagian *permukaan bawah trailing edge* horizontal stabilizer dengan *gap* 1,75%, terdapat luasan tekanan dengan kontur berwarna oranye di dalam domain kontur berwarna merah lebih besar dibandingkan dengan *gap* 2% dan 2,25%. Hal ini diduga karena jarak *gap* yang lebih kecil sehingga menimbulkan *blockage* aliran pada bagian bawah *trailing edge* horizontal stabilizer. Berbeda dengan *gap* 2% dan 2,25%, luasan *blockage* terlihat lebih kecil yang menandakan aliran udara cenderung melewati *gap*. Oleh karena itu nilai koefisien angkat pada *gap* 1,75% menjadi yang terkecil. Untuk *gap* 2% dan 2,25% pada gambar 4.12 tidak memperlihatkan perbedaan kontur tekanan yang signifikan, ini dikarenakan perbedaan nilai koefisien angkat dari kedua *gap* tersebut sangatlah kecil yaitu 1,64 pada *gap* 2% dan 1,66 pada *gap* 2,25%. Akan tetapi jika dilihat lebih teliti, terdapat perbedaan jarak pergeseran tekanan pada bagian *permukaan bawah* elevator. Pada *gap* 2,25%, kontur tekanan yang berwarna merah di bagian *permukaan bawah* elevator cenderung lebih mendekati *trailing edge* elevator dibandingkan dengan *gap* 2%. Jarak pergeseran tekanan inilah yang mengakibatkan nilai koefisien angkat pada *gap* 2,25% lebih besar.

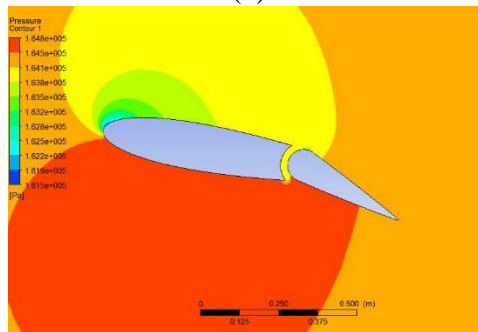
2) Defleksi Elevator 20°



(a)



(b)



(c)

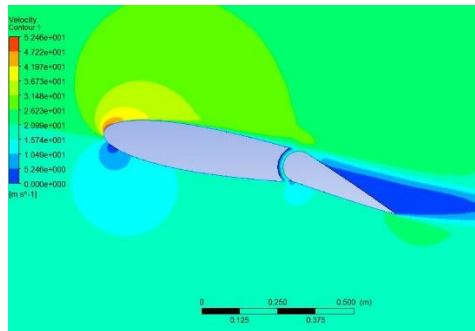
Gambar 4. 13 Kontur tekanan AOA 10° DF 20° variasi jarak *gap*
(a) 1,75%; (b) 2%; (c) 2,25%.

Dari gambar 4.13, terlihat kontur tekanan hampir sama dengan kontur tekanan pada sudut defleksi elevator sebesar 16° . Perbedaan yang paling signifikan adalah distribusi tekanan maksimal pada bagian *permukaan bawah* untuk defleksi elevator 20° lebih luas dibandingkan dengan defleksi elevator 16° .

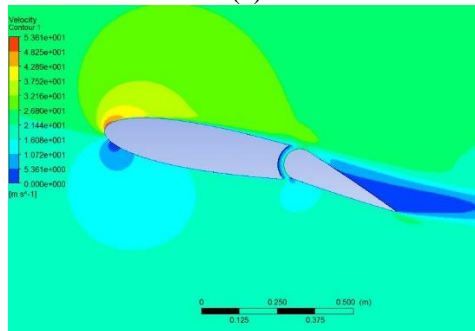
Dengan defleksi elevator 20° , *gap* 1,75% tetap memiliki koefisien angkat terendah yaitu sebesar 1.6879. Walaupun pada *gap* 1,75% terlihat luasan *blockage* aliran udara yang relatif kecil, akan tetapi luasan tekanan maksimum yang mengenai bagian *permukaan bawah* lebih kecil dibandingkan dengan *gap* 2% dan 2,25%. Untuk nilai koefisien angkat terbesar dimiliki oleh *gap* 2% sebesar 1,83. Secara visual dapat dijelaskan bahwa *gap* 2% memiliki koefisien terbesar dikarenakan luasan tekanan maksimum yang mengenai bagian *permukaan bawah* lebih besar dibandingkan kedua variasi jarak *gap* lainnya. Selain itu, pada *gap* 2% menghasilkan pergeseran tekanan maksimum di bagian *permukaan bawah* elevator yang lebih mendekati *trailing edge* elevator.

4.4.2 Kontur Kecepatan

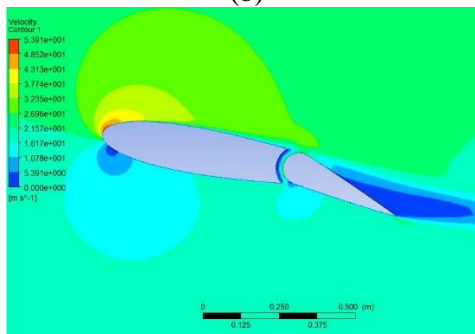
1) Defleksi Elevator 16°



(a)



(b)



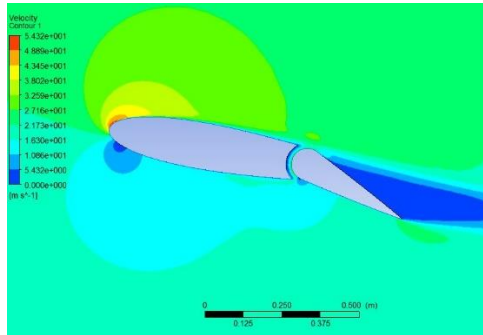
(c)

Gambar 4. 14 Kontur kecepatan AOA 10° DF 16° variasi jarak gap (a) 1,75%; (b) 2%; (c) 2,25%.

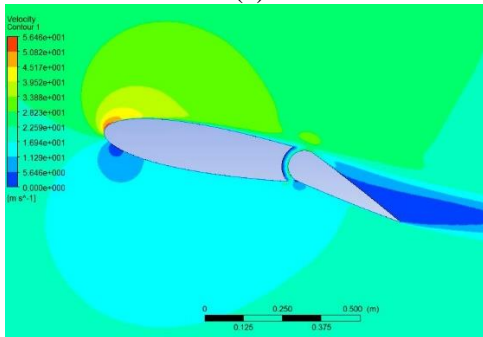
Kontur kecepatan pada gambar 4.14 memperlihatkan untuk setiap variasi jarak *gap* muncul dua titik stagnasi yang berada di *leading edge* horizontal stabilizer dan *leading edge* elevator. Titik stagnasi ini muncul karena sudut serang horizontal stabilizer yang cukup besar sehingga *free stream* menumbuk kedua *leading edge*. Dengan adanya penambahan titik stagnasi di *leading edge* elevator mengakibatkan percepatan aliran pada *leading edge* elevator bagian atas, sehingga koefisien angkat pun meningkat.

Distribusi kontur kecepatan dari ketiga variasi jarak *gap* menunjukkan pola yang hampir sama, hanya saja jarak munculnya titik separasi aliran yang berbeda. Pada *gap* 2,25% jarak munculnya titik separasi cenderung mendekati *trailing edge* elevator. Hal ini lah yang mengakibatkan nilai koefisien angkat pada *gap* 2,25% menjadi yang terbesar yakni bernilai 1,66.

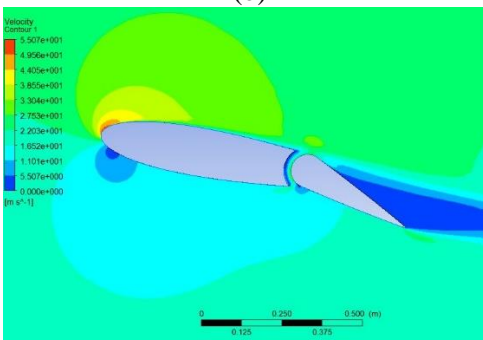
1) Defleksi Elevator 20°



(a)



(b)



(c)

Gambar 4. 15 Kontur kecepatan AOA 10° DF 20° variasi jarak gap (a) 1,75%; (b) 2%; (c) 2,25%.

Profil kecepatan yang ditunjukkan gambar 4.15, aliran dengan kecepatan sebesar 16,52 m/s mendominasi bagian bawah *airfoils*. Kontur kecepatan yang dihasilkan dengan defleksi elevator sebesar 20° juga sama seperti pada defleksi elevator 16° , dimana untuk ketiga variasi jarak *gap* memiliki pola kontur kecepatan yang hampir sama. Yang membedakan adalah adanya *small scale wake* di bagian atas *leading edge* elevator.

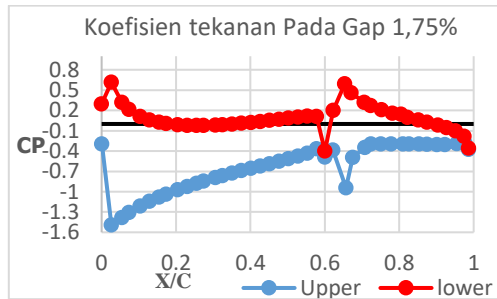
Koefisien angkat tertinggi dihasilkan dengan konfigurasi jarak *gap* sebesar 2% yang bernilai 1,83. Hal ini dibuktikan dengan jarak munculnya titik separasi mendekati *trailing edge* elevator. Selain itu aliran udara dari *permukaan bawah* cenderung melewati *gap*. Aliran ini akan menimbulkan efek *suction* yang mengakibatkan aliran pada *permukaan atas* horizontal stabilizer menjadi lebih cepat yakni sebesar 56,46 m/s.

4.5 Diskusi

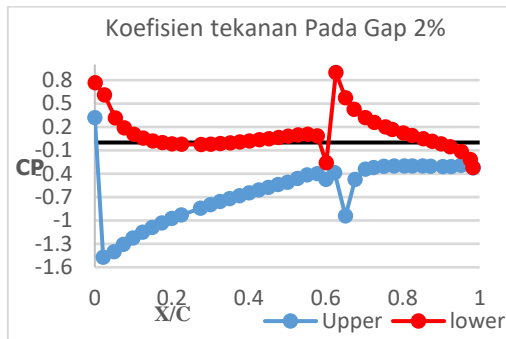
Pada sub bab ini akan membahas pengaruh nilai koefisien tekanan yang terdapat pada *permukaan atas* dan *permukaan bawah airfoils*. Nilai koefisien tekanan yang diambil adalah pada setiap titik permukaan *airfoils* baik bagian atas dan bawah dengan interval 0,025% *chord*.

4.5.1 Sudut Serang 2°

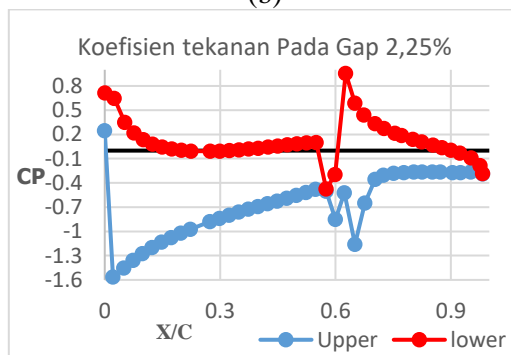
1) Defleksi Elevator 16°



(a)



(b)



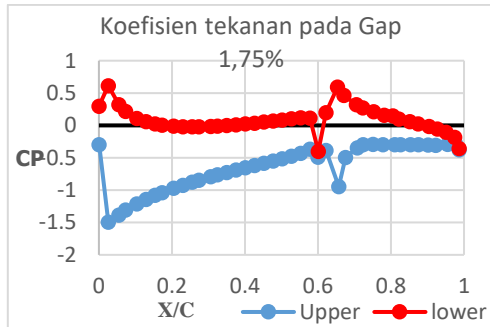
(c)

Gambar 4. 16 Koefisien tekanan pada AOA 2° DF 16° variasi jarak *gap* (a) 1,75%; (b) 2%; (c) 2,25%.

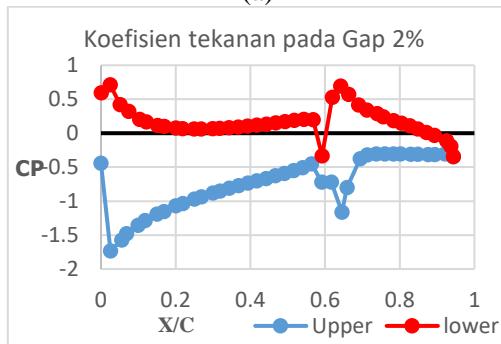
Pada gambar 4.16 terlihat bahwa nilai koefisien tekanan pada permukaan atas memiliki nilai yang lebih kecil dibandingkan dengan permukaan bawah. Dari perbedaan ini dapat disimpulkan adanya gaya angkat karena adanya luasan dari selisih koefisien tekanan permukaan bawah terhadap koefisien tekanan permukaan atas. Masing - masing gambar memperlihatkan terdapat nilai koefisien tekanan maksimum yang terletak pada *leading edge* horizontal stabilizer dan *leading edge* elevator. Peningkatan nilai koefisien tekanan pada *permukaan bawah* diikuti dengan menurunnya nilai koefisien tekanan pada *permukaan atas*. Dari grafik diatas juga dapat menjelaskan pengaruh elevator terhadap koefisien angkat. Dengan adanya variasi jarak *gap*, pola distribusi tekanan yakni pada $0.5 x/c$ hingga $0.7x/c$ juga mengalami perbedaan untuk setiap variasi jarak *gap*. Koefisien angkat yang dihasilkan merupakan secara keseluruhan geometri *airfoils*. Total resultan gaya (tekanan normal dan tekanan geser) terhadap sumbu y dikalikan dengan luasan permukaan *airfoils* yang kemudian dimasukan kedalam persamaan (2.2) akan mendapatkan nilai koefisien angkat.

Gambar 4.16 (c), dengan variasi jarak *gap* 2,25%, peristiwa *suction* muncul lebih awal dibandingkan dengan variasi jarak *gap* lainnya. Titik tersebut terletak sebelum $0,6 x/c$, menandakan pada variasi ini aliran udara cenderung melewati celah sehingga elevator menghasilkan koefisien angkat lebih besar.

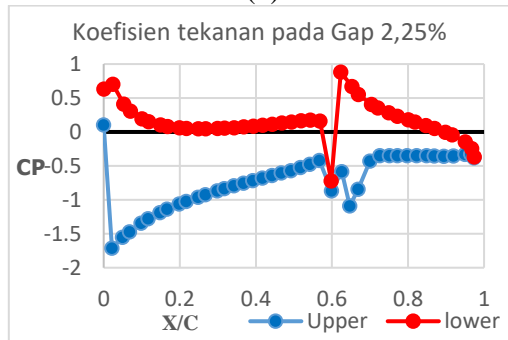
2) Defleksi Elevator 20°



(a)



(b)



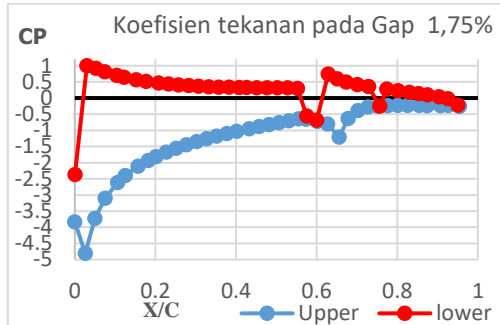
(c)

Gambar 4. 17 Koefisien tekanan pada AOA 2° DF 20° variasi jarak gap (a) 1,75%; (b) 2%; (c) 2,25%.

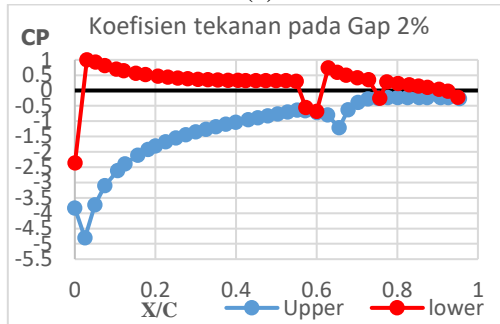
Dengan defleksi elevator sebesar 20° , variasi jarak *gap* 1,75% memiliki nilai koefisien angkat terbesar. Hal ini dikarenakan munculnya *adverse pressure* pada variasi jarak *gap* 1,75% sedikit lebih menjauhi *leading edge* elevator yakni pada titik 0,65 x/c. Sedangkan untuk variasi jarak *gap* 2% dan 2,25%, *adverse pressure* muncul pada titik 0,64 x/c dimana mendekati *leading edge* elevator. Daerah *adverse pressure* pada permukaan atas elevator ditandai dengan meningkatnya nilai koefisien tekanan setelah mencapai nilai minimum (0,65 x/c untuk *gap* 1,75%; 0,64 x/c untuk *gap* 2% dan 2,25%).

4.5.2 Sudut Serang 10°

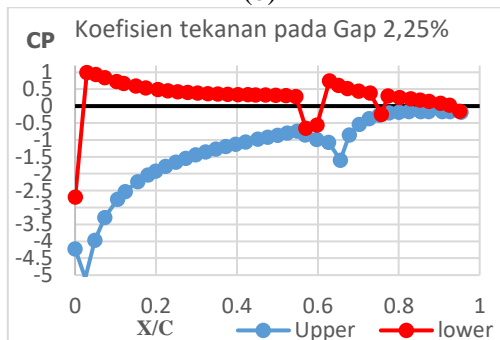
1) Defleksi Elevator 16°



(a)



(b)

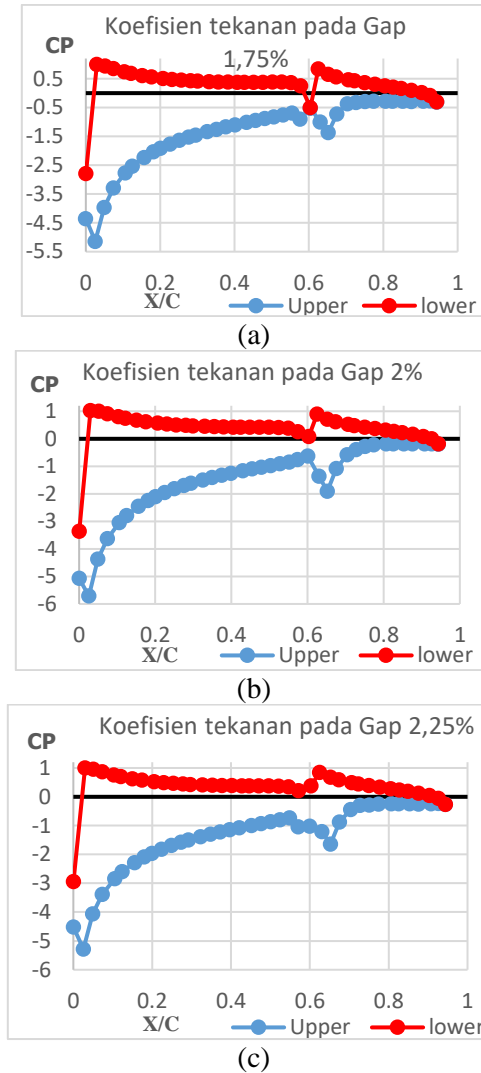


(c)

Gambar 4. 18 Koefisien tekanan pada AOA 10° DF 16° variasi jarak gap (a) 1,75%; (b) 2%; (c) 2,25%.

Distribusi nilai koefisien tekanan pada sudut serang 10° dengan defleksi elevator 16° hampir memiliki pola *trend* yang sama. Efek *suction* pun timbul pada titik yang sama yakni pada titik 0,65 x/c. Hanya saja jika memperhatikan nilai koefisien minimum pada titik 0,65 x/c *permukaan atas*, variasi jarak *gap* 2,25% memiliki nilai koefisien tekanan terendah yaitu sebesar -1,60. Dengan demikian aliran udara yang melewati celah cenderung lebih cepat dibandingkan dengan variasi jarak lainnya.

2) Defleksi Elevator 20°

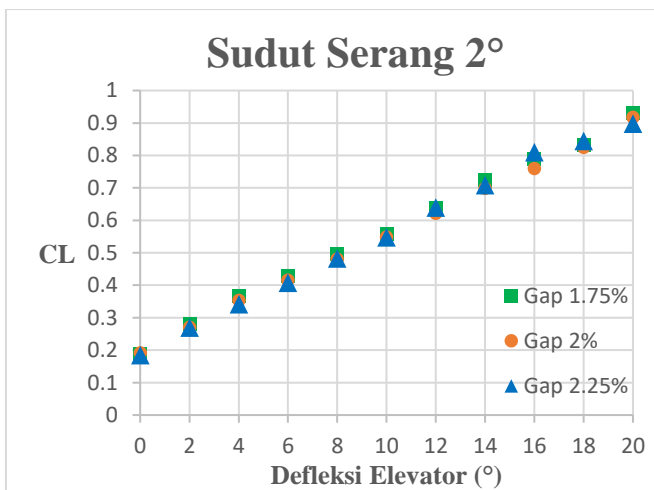


Gambar 4. 19 Koefisien tekanan pada AOA 10° DF 20° variasi jarak gap (a) 1,75%; (b) 2%; (c) 2,25%.

Sama halnya saat defleksi elevator 16° , pada defleksi 20° pola distribusi pada bagian horizontal stabilizer dan elevator memiliki pola *trend* yang sama. Yang membedakan adalah pola distribusi pada masing-masing *gap*. Ini membuktikan bahwa jarak *gap* akan mempengaruhi distribusi tekanan pada *airfoils*.

4.5.3 Performansi

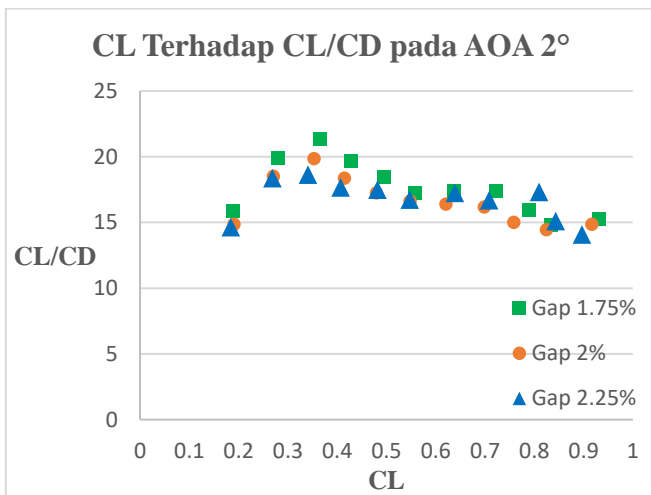
Setelah dilakukannya analisis berdasarkan kontur tekanan dan kontur kecepatan, hasilnya menyatakan pada sudut serang 2° , nilai koefisien angkat terbaik dihasilkan oleh variasi jarak *gap* 1,75%. Sedangkan untuk sudut serang 10° , nilai koefisien angkat terbaik didominasi oleh variasi jarak *gap* 2%. Berikut tabel hasil simulasi yang ditampilkan pada gambar 4.20 dan gambar 4.21.



Gambar 4. 20 Perbandingan variasi jarak *gap* terhadap CL pada sudut serang 2° .

Grafik pada gambar 4.20 menunjukkan perubahan nilai koefisien angkat setiap kenaikan sudut defleksi elevator saat sudut

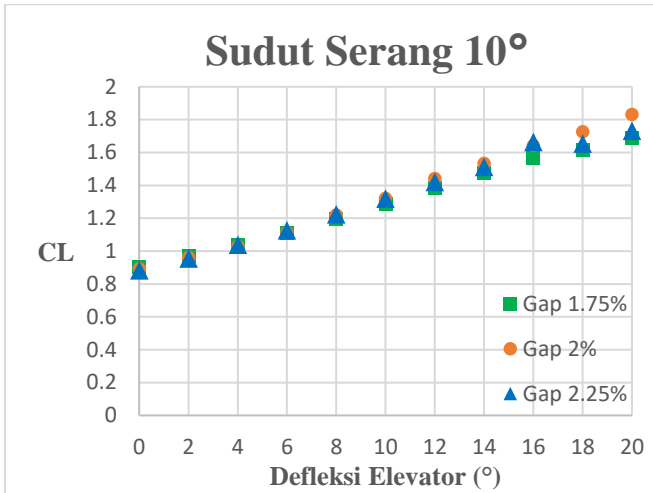
serang 2° . Dari sudut defleksi elevator sebesar 0° hingga 20° terlihat kenaikan koefisien angkat secara linear untuk semua variasi jarak *gap*. Dengan demikian untuk ketiga variasi jarak *gap* memiliki karakteristik kenaikan koefisien angkat yang baik. Hanya saja pada variasi jarak *gap* 1,75% memiliki nilai koefisien angkat yang lebih besar sehingga respon perubahan sudut serang juga akan lebih cepat. Untuk mengetahui seberapa besar pengaruh nilai koefisien angkat pada sudut serang 2° , berikut perbandingan nilai CL terhadap CL/CD yang disajikan pada gambar 4.21.



Gambar 4. 21 Grafik nilai CL terhadap CL/CD pada sudut serang 2° .

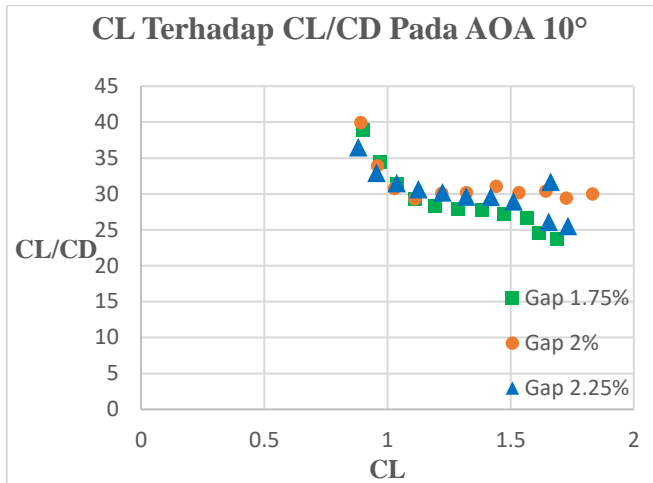
Pada grafik diatas menjelaskan bahwa saat sudut serang 2° , variasi jarak *gap* 1,75% memiliki performa yang lebih baik. Selain itu dari grafik diatas juga dapat disimpulkan bahwa setiap kenaikan defleksi elevator akan mengurangi keefektifan dalam menghasilkan gaya angkat, hal ini dikarenakan semakin besar sudut defleksi elevator yang diberikan akan diikuti meningkatnya nilai koefisien *drag*. Peristiwa ini ditunjukkan setelah nilai CL/CD

maksimum yakni sebesar 21,33 atau saat defleksi elevator sebesar 4° , terjadi penurunan nilai CL/CD.



Gambar 4. 22 Perbandingan variasi jarak *gap* terhadap CL pada sudut serang 10° .

Pada sudut serang 10° , karakteristik kenaikan koefisien angkat juga bersifat linear. Variasi jarak *gap* 2% mendominasi terhadap nilai koefisien angkat tertinggi untuk setiap kenaikan defleksi elevator. Berikut performansi variasi jarak *gap* saat sudut serang 10° yang ditampilkan pada gambar 4.23.



Gambar 4. 23 Grafik nilai CL terhadap CL/CD pada sudut serang 10°.

Grafik pada gambar 4.23, nilai CL/CD maksimum justru timbul saat elevator tidak didefleksikan yakni sebesar 39,93. Ketika elevator didefleksikan terjadi penurunan keefektifannya. Hal ini dikarenakan pengaruh sudut serang yang lumayan besar. Dengan sudut serang yang besar, separasi udara telah muncul pada bagian *permukaan atas* dekat dengan *trailing edge* elevator. Penambahan defleksi elevator mengakibatkan titik separasi muncul mendekati *leading edge* elevator. Peristiwa inilah yang membuat koefisien *drag* meningkat walaupun koefisien angkat juga ikut meningkat.

Halaman ini memang dikosongkan.

BAB V

KESIMPULAN DAN SARAN

5.1 Kesimpulan

Berdasarkan hasil simulasi, analisa, dan pembahasan yang telah dilakukan, maka kesimpulan dari penelitian ini adalah sebagai berikut:

1. Setiap kenaikan sudut serang horizontal stabilizer, nilai koefisien angkat yang dihasilkan dengan defleksi elevator bertambah dan lebih besar dibandingkan dengan horizontal stabilizer tanpa elevator.
2. Dengan konfigurasi *plain flap*, bertambahnya jarak *gap* tidak selalu diikuti dengan kenaikan koefisien angkat.
3. Pada sudut serang 2° , variasi jarak *gap* 1.75% memiliki performansi yang terbaik.
4. Pada sudut serang 10° , performansi terbaik dihasilkan oleh variasi jarak *gap* 2%.

5.2 Saran

Berdasarkan hasil akhir analisis *airfoils* naca 0015 sebagai horizontal stabilizer, ada beberapa saran yang dapat dipertimbangkan untuk menjadi masukan kedepannya, yakni penelitian dengan defleksi elevator negatif atau defleksi ke arah atas.

Halaman ini memang dikosongkan.

DAFTAR PUSTAKA

- Abbott, Ira H., dan Doenhoff, Albert E. V. (1959). **Theory of Wing Sections**. Dover Publications, Inc.
- Anderson, John D. 1995. **Computational Fluid Dynamics: Basics With Applications**. Singapore: McGraw-Hill Book Companies, Inc.
- Ansys, Inc. 2009. **Ansys FLUENT 12.0 Theory Guide**. US: Ansys, Inc.
- Gatsis, John. 2000. "Investigating the Spalart-Allmaras Turbulence Model". Canada: University of Toronto.
- Henne, A.P. (1990). "Applied Computational Aerodynamics". Volume 125 Progress in Astronautics and Aeronautics
- Jacobs, Eastman N., and Sherman Albert. 1936. "Airfoils Section Characteristics as Affected by Variations of The Reynolds Number". California: National Advisory Committee for Aeronautics
- Jaelani, Mohammad. 2015. **Basic Aeronautics in Aerospace Engineering**, <URL:<http://aerospaceengineering.aero/basic-aeronautics-in-aerospace-engineering/>>.
- Lefebvre, Alexis and Zha, G.-C. 2015. "Design of High Wing Loading Compact Electric Airplane Utilizing Co-Flow Jet Flow Control". Florida: University of Miami.
- Perkins, H. Douglas. Wilson, Jack and Raymer, Daniel P. 2011. "An Evaluation of Performance Metrics for High Efficiency Tube-and-Wing Aircraft Entering Service in 2030 to 2035". Ohio: National Aeronautics and Space Administration.
- Prasasta, I Komang G. M.. 2015. "Simulasi Aliran Fluida Yang Melewati Katup Tekan Berbentuk Plat Datar Pompa Hidram Dengan Menggunakan Program FLUENT". Bali: Universitas Udayana
- Ramadhan, Triawan. 2016. "Analisa Performansi Flap Pesawat N-2xx Terhadap Perubahan Gap Dan Overlap Di PT.

Dirgantara Indonesia". Surabaya: Institut Teknologi
Sepuluh Nopember

Suyitmadi. 2000. "Analisis Kinerja Flap Sebagai Penambah
Koefisien Gaya Angkat". Yogyakarta: Sekolah Tinggi
Teknologi Adisutjipto.

Thai. 2011. **Principles of Fly,**
<URL:<http://www.thaitechnics.com/fly/principle.html>>

Zhiyin, Yang. 2014. "Large-eddy simulation: Past, present and the
future".UK: University of Sussex

BIODATA PENULIS



Penulis bernama lengkap Mohammad Adenan, lahir di Cirebon, 15 Nopember 1993. Penulis memulai pendidikan tahun 1999 di SDN Kartini IV Cirebon (lulus tahun 2005) dan melanjutkan pendidikan di SMPN 16 Cirebon (lulus tahun 2008) dan SMAN 1 Cirebon (lulus tahun 2011). Setelah tamat SMA, penulis melanjutkan pendidikan Diploma III Elektronika dan Instrumentasi, Universitas Gadjah Mada dan lulus pada tahun 2014. Di tahun yang sama, penulis melanjutkan studi sarjana melalui program lintas jalur di Jurusan Teknik Fisika, Institut Teknologi Sepuluh Nopember. Bidang minat yang diambil penulis ketika menempuh perkuliahan adalah Bidang Minat Rekayasa Energi dan Pengkondisian Lingkungan. Penulis dapat dihubungi melalui alamat email addonan@ymail.com